

OSCAR ESNEIDER ACOSTA

**ANÁLISE NUMÉRICA DO CAMPO ACÚSTICO
ASSOCIADO A ENTRADA DE MOTORES TURBOFAN
PARA DIFERENTES CONFIGURAÇÕES DE
TRATAMENTO ACÚSTICO**

Dissertação submetida ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Santa Catarina para a obtenção do Grau de Mestre em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Júlio Apolinário Cordioli, Dr.Eng.

Coorientador: Prof. Andrey Ricardo da Silva, Ph.D.

Florianópolis
2015

Ficha de identificação da obra elaborada pelo autor, através do
Programa de Geração Automática da Biblioteca Universitária da
UFSC.

ACOSTA, OSCAR ESNEIDER

Análise Numérica do Campo Acústico Associado a Entrada
de Motores Turbofan para Diferentes Configurações de
Tratamento Acústico / OSCAR ESNEIDER ACOSTA ; orientador,
Júlio Apolinário Cordioli ; coorientador, Andrey Ricardo
da Silva. - Florianópolis, SC, 2015.

111 p.

Dissertação (mestrado) - Universidade Federal de Santa
Catarina, Centro Tecnológico. Programa de Pós-Graduação em
Engenharia Mecânica.

Inclui referências

1. Engenharia Mecânica. 2. Ruído de Avião Turbofan. 3.
Nacele. 4. Liners. 5. Descontinuidades. I. Cordioli, Júlio
Apolinário . II. da Silva, Andrey Ricardo. III.
Universidade Federal de Santa Catarina. Programa de Pós-
Graduação em Engenharia Mecânica. IV. Título.

OSCAR ESNEIDER ACOSTA

**ANÁLISE NUMÉRICA DO CAMPO ACÚSTICO
ASSOCIADO A ENTRADA DE MOTORES TURBOFAN
PARA DIFERENTES CONFIGURAÇÕES DE
TRATAMENTO ACÚSTICO**

Esta Dissertação foi julgada adequada para a obtenção do título de “Mestre em Engenharia Mecânica”, e aprovada em sua forma final pelo Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica.

Florianópolis, 27 de Março de 2015.

Prof. Armando Albertazzi Gonçalves Jr., Dr.Eng.
Coordenador do Curso

Banca Examinadora:

Prof. Júlio Apolinário Cordioli, Dr.Eng. – Orientador
Universidade Federal de Santa Catarina

Prof. César José Deschamps, Ph.D.
Universidade Federal de Santa Catarina.

Prof. Ricardo Eduardo Musafir, DSc.
Universidade Federal do Rio de Janeiro.

Prof. Paulo Celso Greco Jr, Dr.
Universidade de São Paulo

Dedico este trabalho a minha família. Sem seu apoio e confiança, não teria sido possível chegar até aqui.

AGRADECIMENTOS

Agradeço a todas as pessoas que estiveram ao meu lado me apoiando durante o desenvolvimento deste trabalho. Ao professor Julio Cordioli, pela sua orientação, confiança e acreditar em mim. Aos professores Arcanjo Lenzi, Roberto Jordan, Felipe Vergara e Andrey da Silva, pelas aulas e dicas fornecidas. Ao grupo de trabalho da Embraer e o LVA, Danilo Reis, Pablo, Zargos, Augusto, André, Jessica e Leonardo, por seu aporte neste trabalho. Ao pessoal da área de acústica da KTH, pela experiência e troca de ideias. Ao pessoal da FFT e P. Mustafi, pelo suporte no desenvolvimento deste trabalho. À galera colombiana, Leonel, Renzo, Jaime, Tatiana, Julián, Sergio, Karina e Martín, as coisas são mais fáceis quando se tem amigos. A minha família, desde a distância sempre presentes. Finalmente quero agradecer a este maravilhoso país, o Brasil, onde as portas foram abertas.

RESUMO

Nas últimas décadas, o incremento do número de voos comerciais tem gerado um aumento nos níveis de ruído nas zonas próximas aos aeroportos, e um consequente endurecimento da legislação específica. A avaliação do ruído gerado por uma aeronave é normalmente realizada considerando três condições de voo: uma para pouso e duas para decolagem. Estudos realizados mostram que nas três condições de voo o fan é uma das fontes mais importantes no ruído emitido pelo avião. A análise deste tipo de ruído requer bancadas experimentais onerosas, portanto, o uso de ferramentas computacionais para simulação aeroacústica (CAA, *Computational Aeroacoustics*) aparece como alternativa. Existem diferentes abordagens numéricas implementadas em códigos de simulação CAA. As mais utilizadas são: o método dos elementos de contorno (BEM), o método dos elementos finitos (FEM) e aqueles que resolvem as Equações de Euler na forma completa ou linearizada. Cada abordagem é aplicada dependendo do tipo de escoamento que vai ser considerado na simulação e da localização do estudo. Em geral, os problemas envolvendo a radiação sonora através da entrada do motor são abordados considerando escoamento uniforme e não-uniforme irrotacional, e no caso da saída é usado escoamento rotacional devido à turbulência gerada pelo jato. Este trabalho tem por objetivo a implementação de diferentes abordagens para a simulação do ruído de fan, a avaliação de diferentes modelos de escoamento e a análise de diferentes configurações de tratamentos acústicos aplicados ao motor. Por tanto, foi usado o software comercial de simulação aero-acústica ACTRAN/TM, e os modelos validados com dados experimentais e simulados disponíveis na literatura para geometrias 2D axisimétricas. Uma das tecnologias usadas para diminuir o ruído radiado pelo fan são revestimentos acústicos (*liners*). Estes são estruturas de tipo *honeycomb* que são colocados no interior da carenagem do motor conhecida como nacele. No entanto, reparos feitos no interior da nacele (remendos), ou a presença de sensores para obter dados de voo geram descontinuidades que afetam a atenuação do *liner*. As junções dos liners no interior da nacele também são consideradas como descontinuidades. Neste trabalho os efeitos destas descontinuidades foram avaliados mediante um estudo paramétrico usando uma geometria 3D. Diferentes geometrias foram consideradas estabelecendo que descontinuidades de largura maior e comprimento menor são as que menor impacto tem na atenuação conseguida com o

liner. Também os efeitos de vários remendos com razões de aspecto fixas foram simulados, concluindo que podem gerar um aumento no nível de potencia radiada equivalente a uma junção.

Palavras-chave: Ruído de Avião, Turbofan, Nacele, Aeroacústica, Liners, Descontinuidades

ABSTRACT

Civil aviation growth seen the last decades has caused a significant increment in noise levels around airports, and a consequent tighter in the specific legislation. Aircraft noise evaluation is done considering three flight conditions: one for approach and two for takeoff. Studies established that the fan is an important source of aircraft noise. The analysis of this type of noise need expensive RIG installations, therefore, computational aeroacoustics simulation tools (CAA) appears as an alternative. There are different numerical approaches implemented in numerical codes for CAA. The most used are: the Boundary Element Method (BEM), the Finite Element Method (FEM) and others, which resolve the full or linearized Euler equations. Each approach is applied depending on the type of flow that is going to be considered during the simulation or problem localization. Generally, nacelle intake problems are generally evaluated with uniform and nonuniform irrotational flow. Rotational flow approach is used on nacelle exit because of the turbulence created by the jet. The main purpose of this document, is to implement different approaches in forward fan noise simulation, the evaluation of different flow models and the analysis of different liner configurations applied to the nacelle. Therefore, the commercial code ACTRAN/TM was used and the models were validated with experimental and numerical data available in the literature, for 2D axisymmetric geometries. In order to attenuate the fan noise, liners are located inside the nacelle. Liner are honeycomb structures that are located inside the nacelle duct. However, liner repairs or flight sensors generate discontinuities, which affect liner attenuation. Liner splices inside the nacelle are also considered as discontinuities. In this document discontinuity effects are evaluated by means of a parametric study, in a full 3D geometry. Different aspect ratios were analyzed concluding that discontinuities with greater width and shorter length, have less impact on liner noise attenuation. Also the effects of various patches with fixed aspect ratio were simulated, concluding that this configuration can generate an increase in the radiated power level, equivalent to one splice.

Keywords: Aircraft noise, turbofan, nacelle, aeroacoustics, liners, discontinuities

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1	Posições de referência para certificação de ruído emitido por aeronaves. [3].....	27
Figura 1.2	Fontes de ruído em motores <i>Turbojet</i> e <i>Turbofan</i> . Fonte: [3].....	28
Figura 1.3	Caminhos de propagação de ruído motor turbofan. Fonte: [7].....	29
Figura 1.4	<i>Liner</i> típico usando em naceles.....	30
Figura 1.5	Fluxograma da dissertação.....	33
Figura 2.1	Espectro típico de ruído radiado para a frente da nacele. A) Velocidade subsônica das pás. B) Velocidade supersônica das pás. [14].....	38
Figura 2.2	Espectro simplificado em nível de potência. A) Pouso. B) Linha lateral. [15].....	39
Figura 2.3	Ordens modais para modelagem acústica do fan. A) Pouso. B) Linha Lateral. [15].....	39
Figura 2.4	Tipos de <i>liners</i> . Fonte: [20].....	42
Figura 3.1	Bancada de medições em câmara de testes AneCom GmbH. Cortesia da Bruel and Kjaer.....	44
Figura 3.2	Esquema de medição implementado no motor. [21] ...	45
Figura 3.3	Dimensões do duto de entrada da nacele HBR usada. Unidades em metros.....	46
Figura 3.4	Malha CFD criada em Patran para 50 %NL. Entrada vermelho, <i>fan</i> azul, Saída verde.....	47
Figura 3.5	Resultado CFD para velocidade média obtida em Ac-tran/TM para 50 %.....	48
Figura 3.6	Velocidade média para as três condições de voo. Geometria de tamanho real.....	49
Figura 3.7	Densidade média para as três condições de voo. Geometria de tamanho real.....	49
Figura 3.8	Malha acústica para 50 %.....	50
Figura 3.9	Detalhe da malha acústica com refinamento para 50 %.	51
Figura 3.10	NPS em campo distante com geometria da bancada. Validação para 50 % 1 BPF.....	53
Figura 3.11	NPS em campo distante com geometria da bancada.	

Validação para 60 % 1 BPF.....	53
Figura 3.12 NPS em campo distante com geometria da bancada.	
Validação para 70 % 1 BPF.....	54
Figura 3.13 NPS em campo distante com geometria da bancada.	
Validação para 80 % 1 BPF.....	54
Figura 3.14 NPS campo distante com geometria da bancada. Vali- dação para 90 % 1 BPF.....	55
Figura 3.15 Malha acústica criada para o geometria de tamanho real.....	56
Figura 3.16 Modos <i>cut-on</i> para a geometria de tamanho real. 1BPF.	
A) Potência Reduzida. B) Linha lateral.....	57
Figura 3.17 Parâmetros físicos do liner usado na condição de pouso. [24].....	58
Figura 3.18 Impedância normalizada do liner usado na condição de pouso. [27].....	59
Figura 3.19 NPS campo distante na condição de pouso para o modo (10.1). 1 BPF 700 [Hz].....	60
Figura 3.20 NPS campo distante na condição de pouso para o com- ponente multimodal.....	61
Figura 3.21 NPS em campo distante na condição de potência redu- zida para o modo (10.1). 1 BPF 1050 [Hz].	62
Figura 3.22 NPS campo distante na condição de potência reduzida para o componente multimodal.....	62
Figura 3.23 NPS em campo distante na condição de linha lateral para modo (10.1). 1 BPF 1300 [Hz].	63
Figura 3.24 NPS em campo distante na condição de linha lateral para o componente multimodal.....	63
Figura 3.25 NPS campo distante para condição de linha lateral.	
Análise paramétrica de impedância.....	65
Figura 3.26 Nível de potência sonora em campo distante para con- dição de linha lateral. Análise paramétrica de impedância.....	66
Figura 4.1 Junções em naceles de avões para voos comerciais. [30].	67
Figura 4.2 Resultados CFD 3D para condição de pouso. Vista de corte isométrica.....	69
Figura 4.3 Malha não estruturada 3D para condição de pouso. ...	69
Figura 4.4 Geometria 3D com junções.....	70
Figura 4.5 Localização das junções em relação ao arranjo de mi- crofones para simulação em campo distante.....	71

Figura 4.6 NPS em campo próximo para o modo (14,1). Vista frontal.....	72
Figura 4.7 NPS em campo próximo para o modo (14,1). Plano ZY.....	73
Figura 4.8 NPS em campo próximo para o modo (14,1). Plano XY.....	73
Figura 4.9 NPS em campo distante para o modo (14,1). Plano ZY.....	74
Figura 4.10 NPS em campo distante para o modo (14,1). Plano XY.....	75
Figura 4.11 NPS em campo distante em condição de parede rígida para os modos (14,1), (5,1) e (1,4). Plano XY.....	76
Figura 4.12 NPS em campo distante para o componente multimodal. Plano ZY.....	76
Figura 4.13 NPS em campo distante para o componente multimodal. Plano XY.....	77
Figura 4.14 Razões de aspecto do remendo 1.....	78
Figura 4.15 NPS remendo 1. Modo $m=14$, $n=1$. Vista frontal. ...	79
Figura 4.16 NPS remendo 1. Modo $m=14$, $n=1$. Plano ZY.....	80
Figura 4.17 NPS remendo 1. Modo $m=14$, $n=1$. Plano XY.....	80
Figura 4.18 NPS para campo distante com o remendo 1. Modo (14,1). Plano ZY.....	81
Figura 4.19 NPS para campo distante com o remendo 1. Modo (14,1). Plano XY.....	82
Figura 4.20 Configurações 1, 2 3, e 4 para o remendo 2.....	84
Figura 4.21 Configurações 1, 5 6, e 7 para o remendo 2.....	84
Figura 4.22 NPS remendo 2 configurações 1,2,3 e 4. Modo $m=14$, $n=1$. Vista frontal.....	85
Figura 4.23 NPS remendo 2 configurações 1,5,6 e 7. Modo $m=14$, $n=1$. Vista frontal.....	86
Figura 4.24 NPS remendo 2 configurações 1,2,3 e 4. Modo $m=14$, $n=1$. Plano ZY.....	87
Figura 4.25 NPS remendo 2 configurações 1,5,6 e 7. Modo $m=14$, $n=1$. Plano ZY.....	87
Figura 4.26 NPS remendo 2 configurações 1,2,3 e 4. Modo $m=14$, $n=1$. Plano XY.....	88
Figura 4.27 NPS remendo 2 configurações 1,5,6 e 7. Modo $m=14$,	

n=1. Plano XY.....	88
Figura 4.28 NPS para campo distante remendo 2 configurações 1,2,3 e 4. Modo m=14, n=1. Plano ZY.....	89
Figura 4.29 NPS para campo distante remendo 2 configurações 1,5,6 e 7. Modo m=14, n=1. Plano ZY.....	90
Figura 4.30 NPS para campo distante remendo 2 configurações 1,2,3 e 4. Modo m=14, n=1. Plano XY.....	91
Figura 4.31 NPS para campo distante remendo 2 configurações 1,5,6 e 7. Modo m=14, n=1. Plano XY.....	91
Figura 4.32 Localização de vários remendos. Tamanho 2.....	92
Figura 4.33 NPS com vários remendos. Modo m=14, n=1. Vista frontal.....	93
Figura 4.34 NPS com vários remendos. Modo m=14, n=1. Plano ZY.....	94
Figura 4.35 NPS com vários remendos. Modo m=14, n=1. Plano XY.....	94
Figura 4.36 NPS para campo distante vários remendos. Modo m=14, n=1. Plano ZY.....	95
Figura 4.37 NPS para campo distante vários remendos. Modo m=14, n=1. Plano XY.....	95
Figura 4.38 Nível de potência sonora radiada com as descontinuidades analisadas. Modo m=14, n=1.....	96
Figura 4.39 Nível de potência sonora radiada com as descontinuidades analisadas. Modo m=5, n=1.....	97
Figura 4.40 Nível de potência sonora radiada com as descontinuidades analisadas. Modo m=1, n=4.....	98
Figura A.1 Convergência de malha com FE para o Modo (24.1) ..	105
Figura A.2 Propagação em campo próximo modo m=24, n=1. Quantidade de elementos por comprimento de onda no domínio de FEM.....	106
Figura A.3 Radiação em campo distante modo m=24, n=1. Quantidade de elementos por comprimento de onda no domínio de FEM.....	106
Figura B.1 NPS. Modo m=5, n=1. Vista de frente.....	107
Figura B.2 NPS. Modo m=5, n=1. Plano ZY.....	108
Figura B.3 NPS. Modo m=5, n=1. Plano XY.....	108
Figura B.4 NPS. Modo m=1, n=4. Vista de frente.....	109
Figura B.5 NPS. Modo m=1, n=4. Plano ZY.....	110

Figura B.6 NPS. Modo $m=1$, $n=4$. Plano XY.....	110
--	-----

LISTA DE TABELAS

Tabela 3.1	Velocidades das pás do motor e BPF para a bancada. [21]	45
Tabela 3.2	Velocidades empregadas para simulação CFD com a geometria de tamanho real. [15]	49
Tabela 3.3	Nível de potência e impedância normalizada usados nas simulações com a geometria de tamanho real.	57
Tabela 3.4	Dados para análise paramétrica de impedância. Linha lateral.	64
Tabela 4.1	Razões de aspecto das junções	70
Tabela 4.2	Razões de aspecto do remendo 1	78
Tabela 4.3	Razões de aspecto do remendo 2	83

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

BEM	Método dos Elementos de Contorno
BPF	<i>Blade Pass Frequency</i>
CFD	Dinâmica dos Fluidos Computacional
EO	<i>Engine Order</i>
EPNL	<i>Effective Perceived Noise Level</i>
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FE	Elementos Finitos
FEM	Método dos Elementos Finitos
HBPR	<i>High By-Pass Ratio</i>
IE	Elementos Infinitos
IEM	Método dos Elementos Infinitos
LEE	Equações de Euler Linearizadas
NPS	Nível de Pressão Sonora
OACI	Organização da Aviação Civil Internacional
PR	Parede Rígida
RANS	<i>Reynolds-averaged Navier–Stokes equations</i>
RLT	<i>Rotor-Locked Tone</i>
RPM	Rotações por minuto
ZSI	<i>Zero Splice Intake</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

Símbolos romanos

(r, θ, z)	Coordenadas cilíndricas
$\frac{D}{Dt}$	Derivada Material
c_0	Velocidade do som [m/s]
f	Frequência [Hz]
k	Número de onda [m^{-1}]
m	Ordem modal azimutal
n	Ordem modal radial
p	Pressão [Pa]
s	Entropia [J/K]
t	Tempo [s]
v	Velocidade [m/s]
w	Frequência angular [Rad/s]
J_m	Função de Bessel
M	Número Mach
R	Resistência acústica [Rayl]
X	Reatância acústica [Rayl]
Z	Impedância acústica [Rayl]

Símbolos gregos

γ	Coeficiente de expansão adiabática do ar
λ	Comprimento de onda [m]
ϕ	Potencial de velocidade
ρ	Densidade [kg/m^3]
ρ_0	Densidade do ar [kg/m^3]

Outros símbolos

∇	Operador Nabla
----------	----------------

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO	27
1.1 Introdução	27
1.2 Objetivos	31
1.2.1 Objetivo Geral	31
1.2.2 Objetivos Específicos	31
1.3 Estrutura do trabalho	31
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	35
2.1 Propagação do som na presença de escoamento	35
2.2 Propagação do som em dutos circulares e anulares	36
2.3 Modelagem do Ruído das Pás do Motor	37
2.3.1 Radiação em Campo Distante	40
2.4 Impedância acústica	40
2.4.1 Condição de contorno de Myers	41
2.4.2 <i>Liners</i>	41
3 MODELOS NUMÉRICOS	43
3.1 Geometria do motor empregado em testes experimentais	44
3.2 Geometria em tamanho real de um motor aeronáutico	46
3.3 Simulação CFD com a geometria da bancada	46
3.4 Simulação CFD com a geometria de tamanho real	48
3.5 Simulação Acústica com a Geometria da bancada	50
3.5.1 Modelagem da Fonte com Geometria da bancada	51
3.5.2 Resultados Validações Geometria da bancada	52
3.6 Simulação Acústica com a Geometria de Tamanho Real	56
3.6.1 Modelagem da Fonte - Geometria de Tamanho Real	56
3.6.2 Resultados com Diferentes Escoamentos - Geometria de Tamanho Real	58
3.6.2.1 Pouso	59
3.6.2.2 Potência Reduzida	60
3.6.2.3 Decolagem	60
3.6.3 Análise paramétrica de impedância - Geometria de Tamanho Real	64
4 ANÁLISE PARAMÉTRICA DAS DESCONTINUIDADES NOS <i>LINERS</i>	67
4.1 Simulação CFD para geometria 3D	68
4.2 Malha Acústica	68

4.3 Análise paramétrica das junções	70
4.3.1 Efeitos das junções	70
4.3.1.1 NPS em campo próximo com as junções	71
4.3.1.2	74
4.4 Análise paramétrica dos remendos	76
4.4.1 Remendo 1	77
4.4.1.1 NPS em campo próximo com o remendo 1	78
4.4.1.2 NPS em campo distante com o remendo 1	81
4.4.2 Remendo 2	83
4.4.2.1 NPS em campo próximo com o remendo 2	83
4.4.2.2 NPS em campo distante com o remendo 2	89
4.5 Efeitos no ruído gerado na presença de vários remendos	92
4.5.1 NPS em campo próximo com vários remendos	92
4.5.2 NPS em campo distante com vários remendos	93
4.6 Efeitos das descontinuidades analisadas no nível de potência radiada	96
5 CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS	99
5.1 Conclusões	99
5.2 Trabalhos Futuros	101
APÊNDICE A – Estudo de convergência da malha. Con- dição de linha lateral. Modo M= 24, N=1	105
APÊNDICE B – Efeitos das junções no <i>liner</i>. Outros modos.	107
B.1 Modo m=5, n=1	107
B.2 Modo m=1, n=4	109

1 INTRODUÇÃO

1.1 Introdução

O aumento no transporte aeronáutico civil tem gerado um incremento nos níveis de ruído em terra e sobretudo nas zonas próximas aos aeroportos, afetando diretamente a saúde das pessoas, gerando efeitos fisiológicos e psicológicos tais como: dor de cabeça, *stress*, desconcentração, entre outros [1]. Para diminuir esse impacto as aeronaves devem cumprir com os regulamentos da FAA (*Federal Aviation Administration*) e a OACI (Organização de Aviação Civil Internacional), quanto aos níveis de ruído gerado. Estas normativas estabelecem a metodologia de medição e valores de ruído permitidos durante as condições de pouso (*approach*) e decolagem (*takeoff*), para diferentes tipos de aviões, de acordo com o sistema de propulsão e peso [2]. A condição de decolagem é dividida em duas situações. Na primeira, chamada de potência reduzida (*cutback*), o avião encontra-se já em voo e os motores operam com menor potência. Na segunda, chamada de linha lateral (*sideline*), os motores do avião estão na máxima potência justo antes da decolagem. Na Figura 1.1 podem ser observadas as posições de referência para medição de ruído para pouso e decolagem.

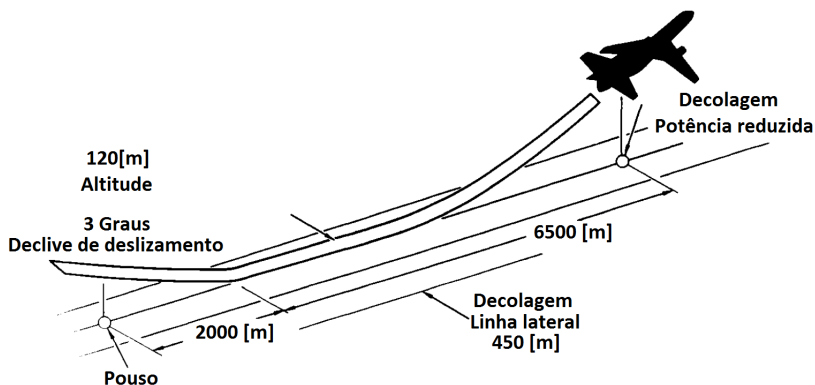


Figura 1.1 – Posições de referência para certificação de ruído emitido por aeronaves. [3].

Os valores permitidos de ruído emitido por aeronaves são dados

em EPNL (*Effective Perceived Noise Level*). Este indicador de ruído permite avaliar com um único número o incômodo, aplicando correções por tempo e tons superpostos ao ruído de banda larga [4]. Em geral, o ruído de avião é gerado pela interação do ar com a sua estrutura (fuselagem, asas, *flaps*, etc) e aquele devido ao funcionamento do motor. O ruído do motor é considerado uma das principais fontes de ruído em aeronaves durante a decolagem e pouso [5], razão pela qual nos últimos anos o controle de ruído tem focado no tratamento acústico desta fonte. No começo da aviação comercial, as aeronaves eram impulsionadas por motores do tipo *Turbojet*, onde o principal gerador de ruído encontra-se na parte posterior, devido à alta velocidade de saída de ar. O desenvolvimento dos motores *Turbofan* e da tecnologia HBPR (*High Bypass Ratio*), conseguiu reduzir a velocidade de saída de ar [6], mas tornou o fan uma das principais fontes de ruído para este tipo de motor. As diferentes fontes de ruído para motores tipo *Turbojet* e *Turbofan* podem ser observadas na Figura 1.2.

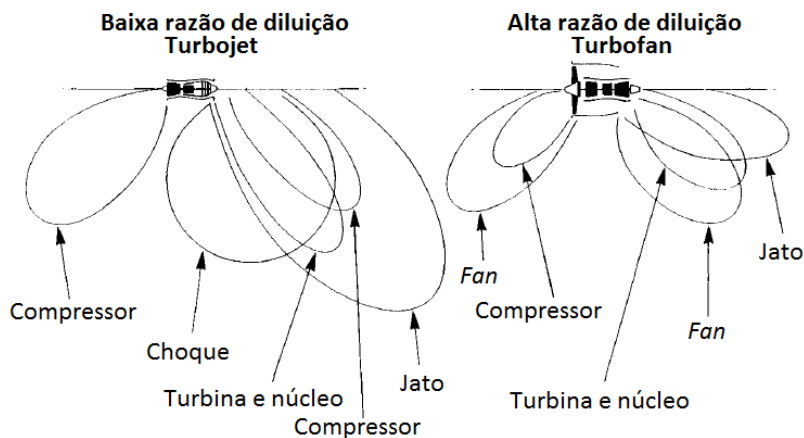


Figura 1.2 – Fontes de ruído em motores *Turbojet* e *Turbofan*.

Fonte: [3]

O ruído de um motor turboprop é causado por fontes de turbomáquina (rotação de partes mecânicas móveis) e de jato (saída turbulenta de gases), este é transmitido para o exterior pelos dutos de entrada e saída situados em seus extremos, como pode-se observar na Figura 1.3.

Do mesmo modo, o ruído radiado através da entrada do motor, pelo fan é classificado em duas categorias. A primeira, chamada Ruído de Banda Larga, é dado pelas variações de pressão causadas pela tur-

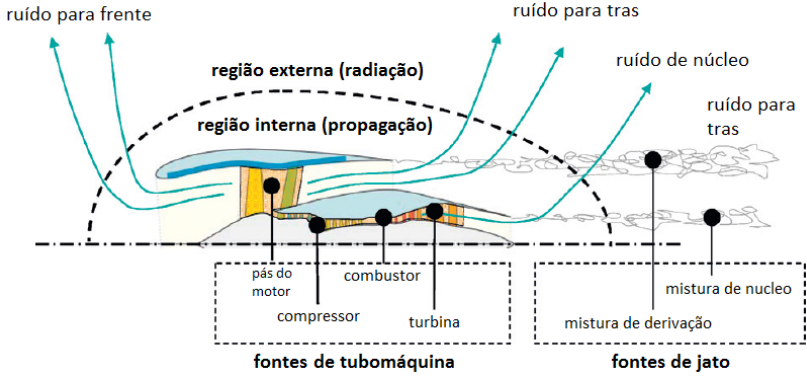


Figura 1.3 – Caminhos de propagação de ruído motor turbofan.

Fonte: [7]

bulência presente na entrada do motor. Esta turbulência se encontra associada à camada limite que aparece sobre as superfícies da carenagem do motor, chamada nacele e a interação do fluido com as pás do motor e demais partes moveis no interior do motor [3]. A segunda categoria tem um espectro tonal que vai ser função do número e velocidade de rotação do fan. A frequência fundamental deste ruído tonal pode ser calculada mediante

$$BPF = \frac{RPM n_p}{60} \quad [\text{Hz}], \quad (1.1)$$

sendo BPF a frequência de passagem das pás (*Blade Pass Frequency*), RPM é a velocidade de rotação em rotações por minuto, e n_p o número de pás. Na condição de linha lateral, quando a velocidade de rotação das pontas das pás do motor é supersônica, tons de alta amplitude chamados RLT (*Rotor-Locked Tones*) aparecem para cada BPF.

No entanto, o desenvolvimento de metodologias e técnicas de controle de ruído em aeronaves é caro, visto que são necessárias bancadas em escala ou em tamanho real para testar estes modelos. Assim, para reduzir os elevados custos e otimizar os métodos de controle, na década dos anos 90 a comunidade científica começou com a utilização de códigos numéricos especializados, para a simulação do comportamento acústico de motores para aeronaves [8]. Diferentes abordagens numéricas são utilizadas para avaliar a emissão de ruído da nacele. As mais utilizadas são: BEM (Método dos Elementos de Contorno), FEM

(Método dos Elementos Finitos) e abordagens que aplicam as equações de Euler na forma completa ou linearizada (LEE). Cada abordagem é aplicada dependendo do tipo de escoamento (irrotacional ou rotacional) que vai ser considerado na simulação e da região do motor em estudo. Assim, na entrada da nacele, onde o gradiente de temperatura é pequeno, o problema é abordado considerando escoamento irrotacional, o qual permite usar BEM ou FEM. BEM é apenas válido para escoamento de tipo uniforme, enquanto FEM permite considerar escoamento não uniforme. No caso da saída, devido à alta temperatura e velocidade dos gases, é necessário empregar modelos de escoamento mais complexos baseados na solução das equações de Euler.

Por outro lado, para atenuar o ruído gerado pelo motor existem dois métodos globais: o ativo e passivo. O primeiro usa superposição de campos sonoros para gerar cancelamento em frequências específicas, mas é custoso computacionalmente além de difícil de implementar pelos transdutores e processamento de sinal exigido [9]. O método passivo pelo contrário faz uso de tratamentos acústicos (*liners*), que consistem, em geral, de estruturas formadas por uma colmeia hexagonal (*honeycomb*) montada entre duas placas metálicas, uma delas perfurada e a outra rígida. Esses materiais atuam na forma de ressonadores de Helmholtz, tal como pode-se observar na Figura 1.4. O objetivo do *liner* é gerar atenuação na sua frequência de ressonância e assim fornecer controle sobre os tons gerados pelo motor. Portanto, os *liners* são localizados no interior da nacele e nos dutos de derivação, para atenuar o ruído que é radiado através da entrada e saída do motor respectivamente.

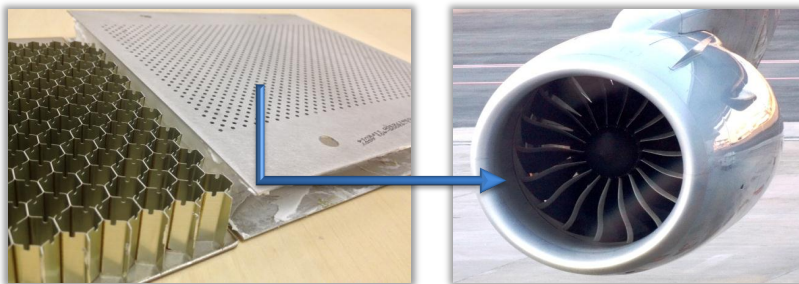


Figura 1.4 – *Liner* típico usando em naceles.

A implementação dos *liner* no interior da nacele não é uma ta-

refa fácil pela geometria circular da mesma. Nos modelos de avião mais antigos, eram usadas junções para unir os liner e cobrir a superfície interna da nacele. Porém, estas junções geram uma perda na atenuação do liner causada pelo espalhamento da energia dos modos de alto ordem azimutal, em outros modos, onde o liner é menos eficiente. Por isso, nos últimos anos as técnicas de fabricação e aplicação dos liners foram melhoradas, até conseguir uma superfície sem junções chamada ZSI *Zero Splice Intake* [10]. Contudo, sensores localizados no interior da nacele para obter dados de voo e reparos feitas em seções do *liner*, durante o ciclo de vida útil da nacele, resultam em remendos com consequências similares às junções.

1.2 Objetivos

1.2.1 Objetivo Geral

Implementar e validar as metodologias atualmente utilizadas para a modelagem de ruído de nacele e investigar os efeitos do tipo de escoamento e de descontinuidades no ruído gerado.

1.2.2 Objetivos Específicos

- Simular o ruído de fan utilizando FEM com e sem a presença de liner e validar os resultados com dados numéricos e experimentais da literatura.
- Avaliar o efeito de diferentes modelos de escoamento no ruído de fan.
- Realizar um estudo paramétrico dos efeitos das junções na entrada da nacele.
- Avaliar os efeitos dos remendos considerando diferentes tamanhos, proporções de aspecto e vários remendos.

1.3 Estrutura do trabalho

Este documento é composto de cinco capítulos. O Capítulo 2 contém os conceitos fundamentais da revisão bibliográfica como: pro-

pagação do som em dutos na presença de escoamento, impedância acústica, entre outros.

No Capítulo 3, foram validados os NPS (Níveis de Pressão Sonoro) radiados por um motor turbofan disponíveis na literatura, obtidos através de uma bancada para medições aeroacústicas. Além disso, foi realizado um estudo, baseado nos resultados de NPS radiados em campo distante, a fim de avaliar a influência do tipo de escoamento no ruído emitido em uma geometria de tamanho real. Dois tipos de escoamento foram considerados: uniforme e não uniforme. No final, é apresentado um estudo paramétrico de impedância na condição de linha lateral.

Os efeitos das junções e os remendos são estudados no Capítulo 4. Resultados de NPS, para campo próximo e distante, são apresentados para o modo de maior ordem azimutal que consegue-se propagar no duto da nacele (*cut-on*). Por outro lado, o nível global de ruído é calculado mediante o somatório não correlacionado das contribuições individuais de todos os modos *cut-on*. No final do capítulo 4, encontra-se uma comparação de todos os casos avaliados, através do nível de potência radiado.

Finalmente, o Capítulo 5, reúne as conclusões do trabalho realizado e oferece sugestões para trabalhos futuros. No Apêndice A, mostra-se o estudo de convergência de malha para os casos estudados. O Apêndice B, contém resultados da propagação acústica para vários modos de diferentes ordens azimutal e radial, na presença de descontinuidades. Por último, na Figura 1.5, encontra-se o fluxograma da dissertação.

É importante salientar, que esta dissertação dará ênfase ao ruído emitido através da entrada do motor gerado pelo fan, as outras fontes não serão consideradas. Ademais, todas as simulações foram realizadas empregando o código comercial acústico de Elementos Finitos (FEM) ACTRAN/TM.

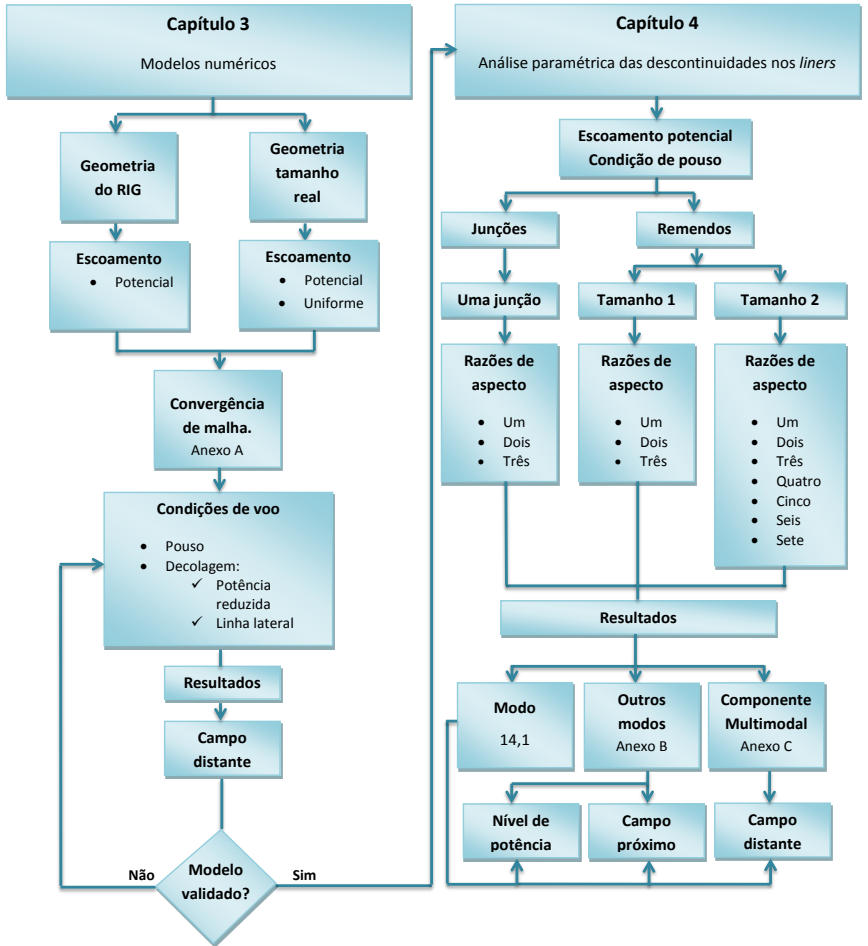


Figura 1.5 – Fluxograma da dissertação.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Nesta parte, é apresentado o fundamento matemático e físico, para o modelamento da propagação e absorção do ruído do fan. A primeira parte, mostra o desenvolvimento da equação da onda convectiva e a propagação do som em dutos circulares. No final, encontra-se uma revisão dos conceitos de impedância acústica e condições de contorno usadas nos modelos de Elementos Finitos.

2.1 Propagação do som na presença de escoamento

Considerado que na entrada da nacele os efeitos da viscosidade podem ser omitidos nas frequências de interesse, e que a onda acústica com variáveis de pequena amplitude vai se propagando em um fluido estacionário, o modelo de propagação da onda acústica pode ser desenvolvido a partir das equações de Euler linearizadas para fluidos compressíveis,

$$\frac{\partial \rho'}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho' \vec{v}_0 + \rho_0 \vec{v}') = 0, \quad (2.1)$$

$$\rho_0 \left(\frac{\partial}{\partial t} + \vec{v}_0 \cdot \nabla \right) \vec{v}' + \rho_0 (\vec{v}' \cdot \nabla) \vec{v}_0 + \rho' (\vec{v}_0 \cdot \nabla) \vec{v}_0 + \nabla p' = 0, \quad (2.2)$$

$$\left(\frac{\partial}{\partial t} + \vec{v}_0 \cdot \nabla \right) p' + \vec{v}' \cdot \nabla p_0 + \gamma p_0 (\nabla \cdot \vec{v}') + \gamma p' (\nabla \cdot \vec{v}_0) = 0, \quad (2.3)$$

onde ρ' , p' e \vec{v}' representam a densidade, pressão e velocidade das pequenas perturbações no meio respectivamente. Por outro lado, ρ_0 , p_0 e v_0 são os valores médios do escoamento permanente, e $\gamma = Cp/Cv$ a razão de calor específico a pressão e volume constante, Cp e Cv respectivamente.

Assumindo que na entrada da nacele o gradiente de temperatura é zero, é possível utilizar a hipótese isentrópica $p' = c_0^2 \rho'$ para substituir a Equação 2.3, sendo c_0 a velocidade de propagação do som no médio. Além disso, considerando que o escoamento é irrotacional, a velocidade \vec{v}' , pode ser representada através do potencial de velocidade acústico $\phi'(x, t)$. Agora mediante as equações de continuidade e quantidade de

movimento, pode-se obter a equação da onda convectiva [11]

$$\frac{D}{Dt} \left(\frac{\rho_0}{c_0^2} \frac{D\phi'}{Dt} \right) - \nabla \cdot (\rho_0 \nabla \phi') = 0. \quad (2.4)$$

Finalmente fazendo $\phi'(x, t) = Re(\tilde{\phi}(x)e^{iwt})$, onde $w = 2\pi f$, e substituindo, $\frac{D}{Dt}$ por iw , obtém-se

$$(iw + \vec{v}_0 \cdot \nabla) \left[\frac{\rho_0}{c_0^2} (iw + \vec{v}_0 \cdot \nabla) \tilde{\phi} \right] - \nabla \cdot (\rho_0 \nabla \tilde{\phi}) = 0, \quad (2.5)$$

sendo $\tilde{\phi}$ a amplitude complexa do potencial de velocidade acústico.

A Equação 2.5, conhecida como equação convectiva de Helmholtz, permite calcular o potencial de velocidade acústico ϕ .

2.2 Propagação do som em dutos circulares e anulares

Considerando o duto da nacele de forma ideal, como um duto circular na presença de um escoamento uniforme, é possível calcular a pressão acústica no seu interior, a partir da equação da onda convectiva em coordenadas cilíndricas (r, θ, z)

$$\frac{\partial \tilde{\phi}^2}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial \phi}{\partial r} + \frac{1}{r^2} \frac{\partial \tilde{\phi}^2}{\partial \theta^2} + (1 - M^2) \frac{\partial \tilde{\phi}^2}{\partial z^2} - 2ikM \frac{\partial \tilde{\phi}}{\partial z} + k^2 \tilde{\phi} = 0, \quad (2.6)$$

onde M é o número Mach, k o número de onda.

Aplicando a técnica de separação de variáveis e rearranjando, a solução da Equação 2.6, para o potencial de velocidade $\tilde{\phi}$ fica

$$\tilde{\phi}(r, \theta, z) = \sum_{m=-\infty}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} J_{|m|}(k_{rmn}r) e^{im\theta} (a_{mn}^+ e^{-ik_{zmn}^+ z} + a_{mn}^- e^{-ik_{zmn}^- z}), \quad (2.7)$$

sendo J_m a função de Bessel de ordem m , k_{rmn} , k_{zmn}^+ e k_{zmn}^- , os números de onda radiais, r , e longitudinais, z , na direção positiva e negativa respectivamente. Igualmente, m e n representam as ordens modais azimutais e radiais. Finalmente, a_{mn} é a amplitude do modo m, n [12].

Considerando que a pressão pode ser obtida a partir de $\tilde{\phi}$ medi-

ante

$$p = -\rho_0 \frac{1}{c_0^2} \left(ik\tilde{\phi} + M \frac{\partial \tilde{\phi}}{\partial z} \right), \quad (2.8)$$

obtêm-se a solução da Equação 2.6 em termo de pressão

$$p_{mn}(r, \theta, z) = \sum_{m=-\infty}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} J_{|m|}(k_{rmn}r) e^{im\theta} (A_{mn}^+ e^{-ik_{zmn}^+ z} + A_{mn}^- e^{-ik_{zmn}^- z}), \quad (2.9)$$

sendo A_{mn} a amplitude do modo m, n , a qual se relaciona com a_{mn} mediante

$$a_{mn} = \frac{A_{mn}}{\frac{-i\rho_0}{c_0^2} (k - Mk_{zmn})}. \quad (2.10)$$

Aplicando a condição de contorno de parede rígida (Impedância infinita) no raio do duto a , obtém-se

$$J'_{|m|}(k_{rmn}a) = 0, \quad (2.11)$$

sendo $J'_{|m|}$ a derivada de $J_{|m|}$ com referencia ao raio. Agora, pode-se obter o número de onda radial real

$$k_{rmn} = \frac{\lambda_{mn}}{a}, \quad (2.12)$$

sendo λ_{mn} a enésima raiz da equação 2.11 para um determinado valor de m .

Finalmente a expressão para determinar a frequência de corte para um modo particular de ordem m, n , na presença de escoamento uniforme fica na forma de

$$k_{co} = k_{rmn} \sqrt{1 - M^2}. \quad (2.13)$$

A Equação 2.13, permite determinar a mínima frequência na qual um determinado modo começa ser propagante [12].

2.3 Modelagem do Ruído das Pás do Motor

Como já dito, o fan é uma das fontes que mais contribui nos níveis de ruído na decolagem e pouso [10], pelo qual seu estudo e controle, é uma prioridade para os fabricantes de motores e naceles. Na Figura 2.1, podem-se observar espectros típicos do ruído radiado através da

entrada do motor. Quando a velocidade de rotação das pás é subsônica, o maior conteúdo energético é dado pelos tons que aparecem em cada BPF, seguido pelo ruído de banda larga. Os tons surgem da interação do rotor com o estator dentro da turbina. As condições de pouso e potência reduzida apresentam este tipo de espectro. Entretanto, na condição de linha lateral, quando os motores estão na máxima potência e a velocidade de rotação das pontas das pás é supersônica, o espectro de ruído muda. Tons adicionais chamados EO (*Engine Order*) e de alta amplitude RLT (*Rotor- Locked Tones*) surgem, causados pelas ondas de choque que aparecem na ponta das pás, gera uma onda na forma de serra que se vai propagando a montante do duto de entrada [13]. Os EO são harmônicos da frequência de rotação do eixo do motor \mathcal{F} e geram um ruído de tipo serra circular com maior energia em baixa frequência, afetando o conforto dos passageiros na cabine [13]. Os RLT no entanto, apresentam o mesmo comportamento em frequência que os tons de BPF, mas com maior amplitude.

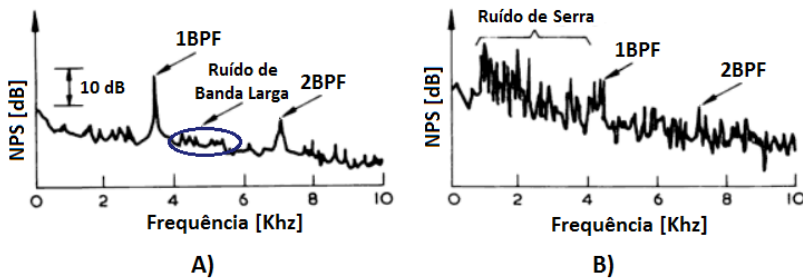


Figura 2.1 – Espectro típico de ruído radiado para a frente da nacele. A) Velocidade subsônica das pás. B) Velocidade supersônica das pás. [14].

Com o objetivo de conseguir analisar de uma maneira prática os espectros de ruído gerado pelo fan para cada condição de voo, modelos simplificados dos espectros são, em geral, utilizados. Na figura 2.2, encontra-se um exemplo dos níveis de potência acústica utilizados para representar as condições de pouso e linha lateral. O ruído de banda larga e tonal são mostrados em cores azul e preta respectivamente. Pode-se observar que na condição de linha lateral os tons RLT se evidenciam em cor vermelha para cada BPF, enquanto o ruído tonal dos EO não é considerado.

O ruído do fan pode ser modelado mediante os modos *cut-on* no interior do duto da nacele. No caso do software Actran/TM e de

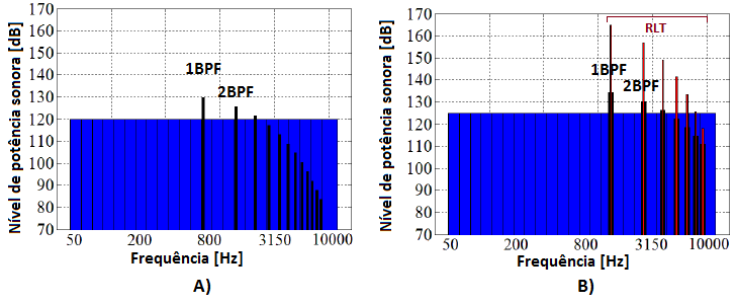


Figura 2.2 – Espectro simplificado em nível de potência. A) Pouso. B) Linha lateral. [15].

duto circular e anular, para cada modo de ordem azimutal m e radial n , é dado um valor de potencia ou intensidade dependendo da condição de voo que se quer modelar. Uma forma típica de considerar esta fonte de ruído, é dar a mesma amplitude para todos os modos. Na Figura 2.3, encontra-se um exemplo da implementação desta fonte nas condições de pouso e linha lateral. Neste último caso, o modo RLT é representado com maior amplitude.

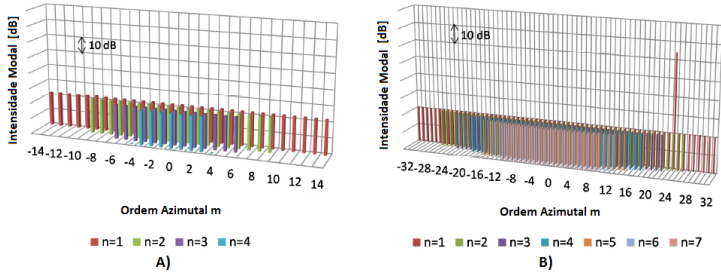


Figura 2.3 – Ordens modais para modelagem acústica do fan. A) Pouso. B) Linha Lateral. [15].

A pressão global p gerada por todos os modos, é calculada mediante o somatório não correlacionado das contribuições de cada modo utilizando a equação

$$\|p\|^2 = \sum_{j=1}^{N_{modo}} (A_j T_j)^2, \quad (2.14)$$

sendo N_{modo} o número total de modos propagando-se, A_j a amplitude do j - ésimo modo, e T_j , a função de transferência entre a pressão incidente do j - ésimo modo e a pressão em campo distante no ponto de cálculo.

Em dutos circulares ou anulares, a pressão global é calculada por

$$\|p\|^2 = \sum_{j=1}^{N_{modo}} \|p_j\|^2 = \sum_{m=-m_{cut}}^{m_{cut}} \sum_{n=1}^{n_{cut}} \|p_{m,n}\|^2, \quad (2.15)$$

onde $p_j = A_j T_j$ [12], m_{cut} é a máxima ordem azimutal, e n_{cut} a máxima ordem radial para uma dada ordem azimutal m .

2.3.1 Radiação em Campo Distante

O cálculo de radiação de energia acústica em campo distante é realizado por meio do método dos Elementos Infinitos (IEM). Este método é aplicado mediante uma condição de contorno no limite do domínio de FEM do modelo. É preciso definir quatro parâmetros principais para seu uso: material, sistema de coordenadas de referência, velocidade do escoamento no contorno onde é aplicada esta condição, e finalmente ordem de interpolação. Deve ser dada uma atenção especial nesta última. Se a ordem de interpolação não é grande o suficiente haverá reflexões espúrias no domínio de FEM, e por outro lado, se este valor for muito alto, o tempo de cálculo vai aumentar consideravelmente.

2.4 Impedância acústica

A impedância acústica específica no domínio da frequência é definida como

$$Z(w) = \frac{\tilde{p}}{\tilde{v}_n}, \quad (2.16)$$

sendo \tilde{p} , a amplitude complexa da pressão sonora e \tilde{v}_n , a amplitude complexa da componente normal da velocidade de partícula acústica. Assim a impedância acústica é composta por duas partes

$$Z = R + Xi, \quad (2.17)$$

onde R corresponde à parte real, conhecida como resistência acústica e que representa a capacidade do material para dissipar energia, X

representa a parte imaginária chamada reatância acústica, relacionada com o acúmulo de energia acústica pelo meio na forma inercial (energia cinética) e elástica (energia potencial).

2.4.1 Condição de contorno de Myers

Na presença de escoamento médio, as características da impedância acústica de uma superfície devem ser modificadas de forma a levar em consideração a interação entre o campo acústico e o escoamento. Estes efeitos podem ser considerados através de uma condição de contorno. Embora existam várias condições de contorno para impedância na presença de escoamento [16], a mais utilizada é a de Myers [17]. Esta condição assume uma camada limite infinitamente fina, entre a superfície tratada com liner e o escoamento tangencial. Esta condição de contorno pode ser expressa por

$$\tilde{v} \cdot n = \frac{\tilde{p}}{Z(w)} + v_0 \cdot \nabla \left(\frac{\tilde{p}}{iwZ(w)} \right) - \frac{\tilde{p}}{iwZ(w)} n \cdot (n \cdot \nabla v_0), \quad (2.18)$$

O segundo termo à direita da equação 2.18, representa o efeito convectivo do escoamento tangencial e o terceiro termo, é associado à curvatura da superfície onde encontra-se a impedância [11].

No presente estudo foi somente utilizada a condição de Myers, a qual está implementada no código de elementos finitos ACTRAN/TM.

2.4.2 Liners

De forma geral, um *liner* é um tipo de material ou estrutura que é colocada sobre uma superfície, com a finalidade de gerar atenuação na amplitude de um campo acústico incidente. Há dois modelos para representá-lo: o localmente reativo e o não localmente reativo. O primeiro, geralmente construído por uma estrutura *honeycomb* entre duas placas, uma perfurada e outra rígida na forma de ressonadores de Helmholtz, somente permite a propagação da onda sonora incidente de forma perpendicular à superfície do liner. O segundo modelo, é aplicado para *liners* que contêm material acústico absorvente no seu interior, este modelo leva em consideração a propagação da onda sonora ao longo do liner (paralela à superfície do liner). Na Figura 2.4 podem ser observados os dois modelos de *liner* mencionados anteriormente.

A atenuação de *liners* localmente reativos sem escoamento, é ge-

rada pelo sistema ressonante massa-mola que se forma entre as placas e cavidades. A massa de gás que oscila no furo de entrada, e a compressibilidade do gás na cavidade, representam a massa e a mola respectivamente [18]. Na presença de escoamento o comportamento deste tipo de *liners* é mais complexo. Além da atenuação dada pelo ressonador, tem-se dissipação viscosa do fluido oscilante no duto de entrada do ressonador. No caso de altos níveis de pressão sonora, desprendimento de vórtices que ascendem desde a parte inferior da cavidade até a sua entrada, fazem transformação de energia acústica em cinética rotacional que é dissipada pela viscosidade do fluido [19].

Os *liners* localmente reativos são mais utilizados pelos fabricantes de naceles em relação aos não localmente reativos decorrente da maior durabilidade e menor necessidade manutenção.

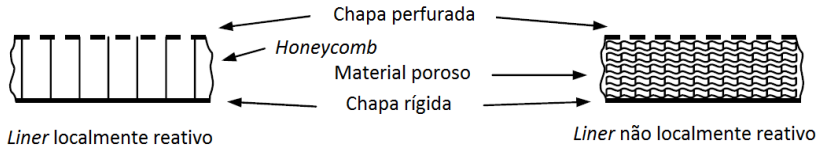


Figura 2.4 – Tipos de *liners*. Fonte: [20]

3 MODELOS NUMÉRICOS

Neste capítulo são descritos a metodologia utilizada na modelagem do ruído de pás do motor, e os procedimentos realizados para validar os resultados obtidos com o software de Elementos Finitos ACTRAN/TM. Também é estudada a influência de dois tipo de escoamentos no ruído emitido em campo distante.

Em forma geral, foram usados dois modelos numéricos nas simulações de ruído realizadas. Um modelo CFD, para representar o comportamento do escoamento durante as três condições de voo que foram descritas no Capítulo 1 e um modelo FEM acústico, para simular a propagação do ruído em campo próximo e radiação em campo distante. A partir dos resultados de CFD obtidos (velocidade, densidade e pressão), foi implementado um refinamento e interpolação com a malha acústica, para considerar o efeito do escoamento no campo acústico.

A validação foi feita através dos valores de nível de pressão sonora (NPS) experimentais e numéricos para campo distante disponíveis na literatura [15]. O software ACTRAN/TM foi usado para obter os dados numéricos. As validações foram feitas com uma geometria que representa um modelo a 1/3 de escala de um motor turbofan de alta razão de *by-pass* (HBR. *High Bypass Ratio*), montado na bancada de testes da empresa AneCom. É preciso salientar que os valores obtidos nesta validação foram deslocados em amplitude, para corresponder com os valores apresentados no trabalho de Mustafi [15]. O deslocamento foi realizado pelo fato de que os dados da literatura apenas apresentavam os gráficos de direcionalidade, mas o valor numérico assim como outras informações, tais como a distancia desde a entrada da nacele até cada microfone de medição, não foram disponibilizadas.

Finalmente, a influência do tipo de escoamento foi realizada empregando uma geometria de nacele com tamanho real. Este tipo de geometria se aproxima à implementada em aviões de voos comerciais. Neste estudo, os resultados foram obtidos considerando dois tipos de escoamento para diferentes condições de voo.

3.1 Geometria do motor empregado em testes experimentais

Os dados experimentais utilizados para validar os modelos desenvolvidos a partir da literatura [15]. Uma breve descrição da configuração experimental utilizada é descrita a seguir. A bancada para obter os valores de ruído experimental, foi implementada na câmara anecoica da empresa AneCom Aerotest GmbH em Berlim, Alemanha. A câmara possui uma superfície de aproximadamente 1000 m^2 e altura de 10 m. Na Figura 3.1 encontra-se a montagem do motor a 1/3 de escala, junto com o conjunto de microfones para medição de ruído em campo distante.



Figura 3.1 – Bancada de medições em câmara de testes AneCom GmbH. Cortesia da Bruel and Kjaer.

O esquema do motor já instalado na câmara é apresentado na Figura 3.2. O diâmetro do duto de entrada é de 0,86 m e o motor é composto por 24 pás [21]. De igual maneira, pode-se observar a localização do anel de transdutores para capturar a informação modal do duto, a tela para controle de turbulência na entrada, o *spinner*, as pás do motor e demais partes da montagem.

As medições de ruído foram feitas para cinco velocidades de funcionamento do motor (50, 60, 70, 80 e 90 % da velocidade máxima). As primeiras três, emulam a condição de pouso de uma aeronave, situação na qual o motor encontra-se operando em baixa potência. As últimas duas (80 e 90 %), representam a decolagem com o motor à máxima

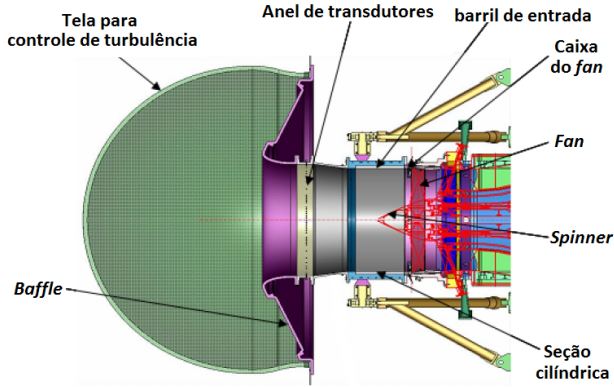


Figura 3.2 – Esquema de medição implementado no motor. [21]

potência. Os valores de cada BPF (*Blade Pass Frequency*) e as velocidades do ar entrando no plano das pás do motor, são mostrados na Tabela 3.1. Visto que os ensaios foram feitos em câmara anecoica sob condições ambientais controladas, a velocidade ambiente do ar foi assumida como zero.

Tabela 3.1 – Velocidades das pás do motor e BPF para a bancada. [21]

Velocidade dás pás do motor (%)	50	60	70	80	90
BPF (Hz)	1928,4	2319,7	2713,9	3096,2	3486,9
Vel. do ar no plano das pás do motor [Mach]	0,23	0,30	0,37	0,44	0,55
Velocidade ambiente do ar [Mach]	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0

Nas seções seguintes serão descritas em detalhe as simulações CFD e acústicas realizadas. É importante salientar que as dimensões das geometrias CFD e acústicas criadas para a bancada, foram as mais próximas possíveis às usadas por Mustafi (2013), a fim de garantir as mesmas condições e obter resultados similares nas validações respectivas.

3.2 Geometria em tamanho real de um motor aeronáutico

A geometria axisimétrica de tamanho real utilizada é apresentada na Figura 3.3. Esta representa um duto de entrada típico de uma nacele tipo HBPR. As dimensões são parte do programa de pesquisa SILENCE (R) da Comissão Europeia e foram tomadas da literatura [15]. A seção tratada com liner está sublinhada em azul. O raio total do duto da nacele é 1,2 m incluindo o *spinner* e as pás do motor. Neste documento foi considerado um motor com 24 pás.

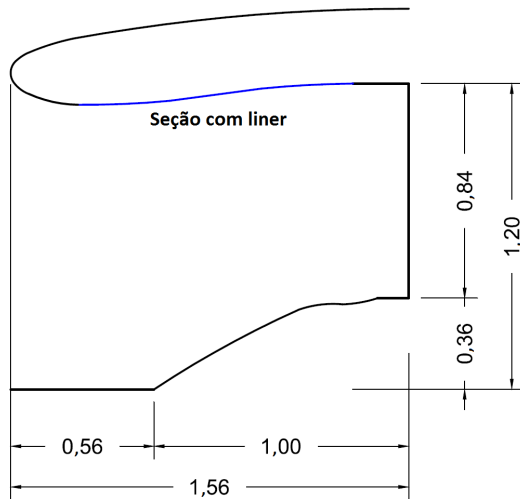


Figura 3.3 – Dimensões do duto de entrada da nacele HBR usada. Unidades em metros.

3.3 Simulação CFD com a geometria da bancada

Para avaliar a influência do fluxo de ar no campo sonoro, que serão posteriormente utilizados na simulação acústica, foi realizada uma simulação de escoamento compressível potencial não uniforme, empregando a ferramenta CFD inclusa no Actran/TM. A malha para este procedimento foi criada utilizando o software Patran, empregando cinco elementos quadráticos por comprimento de onda. Assumiu-se como critério para a malha CFD, que qualquer perturbação no domínio (ar) inferior à onda acústica podia ser desconsiderada [22]. Assim, o tama-

nho mínimo de elemento por comprimento de onda, considerando que o escoamento se movimenta em direção contrária à onda acústica, foi obtido mediante:

$$\lambda_{min} = \frac{c_0 - v}{f_{máx}}, \quad (3.1)$$

sendo $c_0 = 340$ [m/s] a velocidade de propagação local do som, e v a velocidade média do escoamento. Deste modo o tamanho mínimo de elemento por comprimento de onda é dado por

$$T_{Elem} = \frac{\lambda_{min}}{n_e}, \quad (3.2)$$

onde n_e é o número de elementos a ser usado. A malha para o caso de 50 % é apresentada na Figura 3.4.

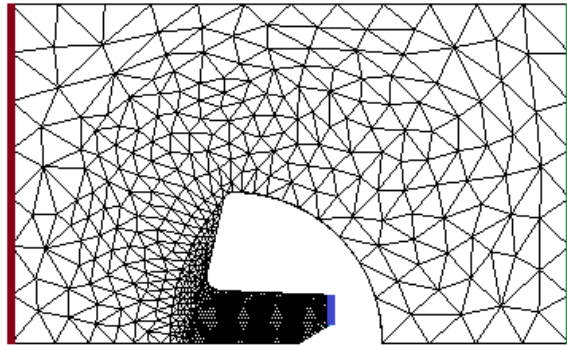


Figura 3.4 – Malha CFD criada em Patran para 50 %NL.
Entrada vermelho, *fan* azul, Saída verde.

Foram definidas três condições de contorno na simulação CFD. Duas representam a velocidade do ar no ambiente e na entrada das pás do motor respectivamente (*inlet*). A última foi aplicada na saída (*outlet*) foi utilizada para garantir conservação de massa. Por último, os outros contornos foram definidos como parede rígida com a condição *slip velocity*. O resultado de velocidade média absoluta para 50 % da potência do motor é mostrado na Figura 3.5.

As maiores variações de velocidade média apresentam-se no interior do duto. Entretanto, os valores máximos encontram-se no plano das pás do motor e na borda de saída. Fora do duto a velocidade vai decaindo progressivamente até chegar à velocidade do ambiente.

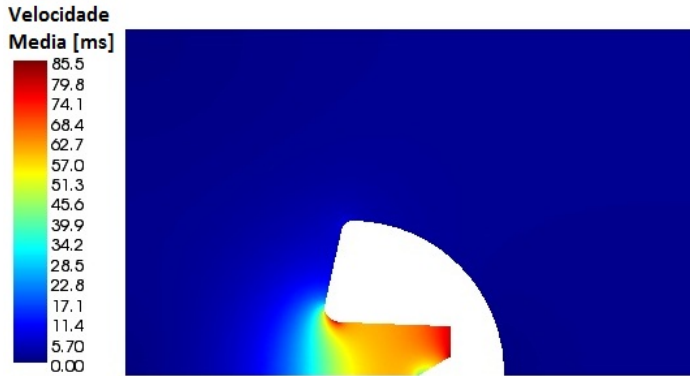


Figura 3.5 – Resultado CFD para velocidade média obtida em Actran/TM para 50 %.

3.4 Simulação CFD com a geometria de tamanho real

Com o objetivo de avaliar a influência de diferentes escoamentos no ruído radiado, duas abordagens foram consideradas para representar o escoamento. Na primeira uma velocidade com perfil uniforme foi imposta. Nesta abordagem a velocidade no plano das pás do motor para cada condição de voo é dada para o fluido ao longo do domínio inteiro. Esta premissa omite o uso de uma ferramenta de cálculo CFD, por esse motivo, os valores de velocidade constante foram proporcionados diretamente ao domínio de FEM acústico.

Na segunda abordagem foi considerado um escoamento não uniforme similar ao descrito na Seção 3.3. Na construção das malhas e simulação CFD foram aplicados os mesmos critérios da seção 3.3. As velocidades do ambiente e no plano das pás do motor encontram-se na Tabela 3.2.

Os resultados das simulações CFD para escoamento não uniforme são mostrados na Figuras 3.6 e 3.7. Existe um ponto de estagnação na ponta do lábio da nacele, resultado característico neste tipo de problema. As velocidades mais altas se encontram na região do *spinner*, próxima às pás do motor e no final da borda da nacele. Este comportamento é o mesmo nos três casos avaliados. Entretanto, na condição de pouso tem-se maior velocidade no exterior do duto da nacele, o que corresponde às condições estabelecidas para este caso.

Tabela 3.2 – Velocidades empregadas para simulação CFD com a geometria de tamanho real. [15]

Condição de voo	Núm. Mach no plano das pás do motor	Núm. Mach no ambiente
Pouso	0,22	0,25
Potência reduzida	0,45	0,25
Linha lateral	0,55	0,25

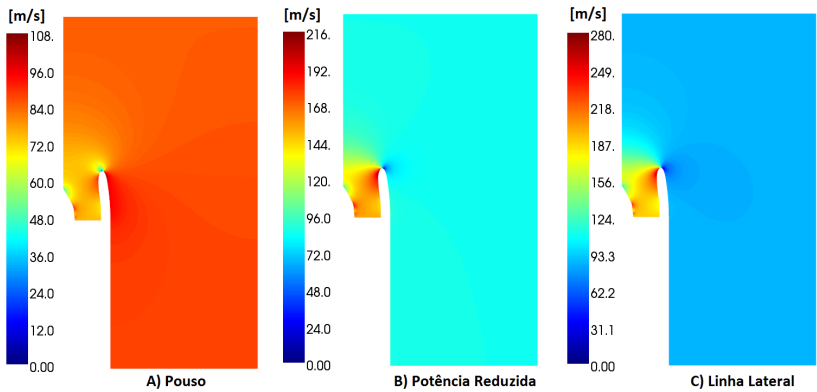


Figura 3.6 – Velocidade média para as três condições de voo. Geometria de tamanho real.

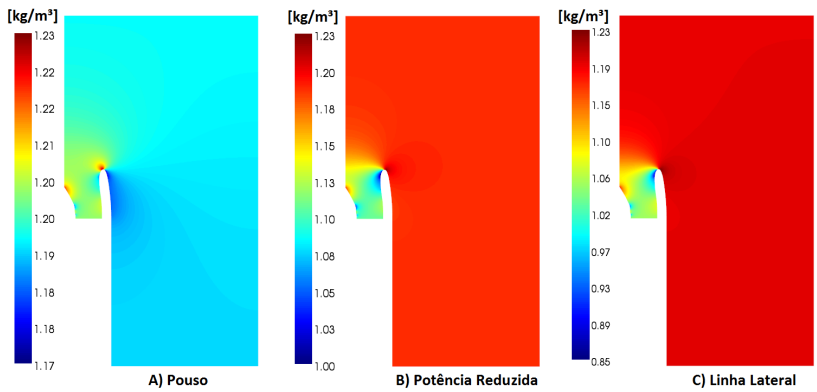


Figura 3.7 – Densidade média para as três condições de voo. Geometria de tamanho real.

3.5 Simulação Acústica com a Geometria da bancada

Uma vez obtidos os resultados de CFD, procedeu-se com a definição da malha acústica utilizando o software Patran. Foram empregados 5 elementos quadráticos por comprimento de onda, baseado no estudo de convergência apresentado no Apêndice A. A malha foi criada em um domínio menor que a malha CFD, mantendo a forma usada em [15] e os resultados de CFD foram interpolados na malha acústica, para estabelecer a velocidade do escoamento em cada nó da malha acústica. É importante destacar que as dimensões da geometria utilizada são aproximadas, já que não se tem os valores exatos.

O tamanho mínimo de elemento empregado para avaliar corretamente os efeitos do escoamento sobre a onda acústica, foi calculado baseado na velocidade média obtida da simulação CFD através de

$$h_{min} = \frac{1}{n} \frac{c_o}{f} \left(\sqrt{1 - \frac{(\gamma - 1)}{2} M_0^2} - M_o \right), \quad (3.3)$$

sendo n o número de elementos, $c_o = 340$ [m/s] a velocidade do som no meio, f a frequência de interesse, $\gamma = 1.4$ o coeficiente de expansão adiabática do ar e M_0 o número Mach local [22]. Desta maneira, as zonas próximas às pás do motor e na borda da entrada do duto, onde a velocidade do fluxo é maior, tem mais elementos quando comparados com o resto da geometria. A malha acústica com detalhe de refinamento para o caso de 50 % é apresentada nas Figuras 3.8 e 3.9.

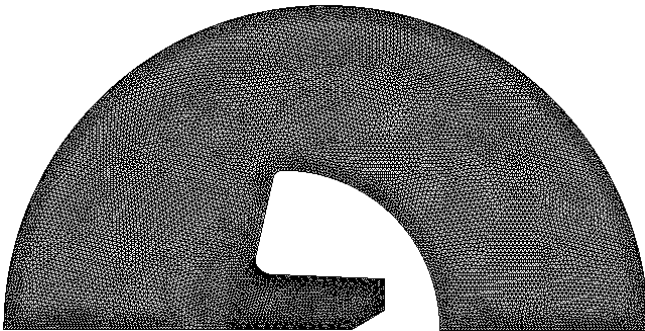


Figura 3.8 – Malha acústica para 50 %.

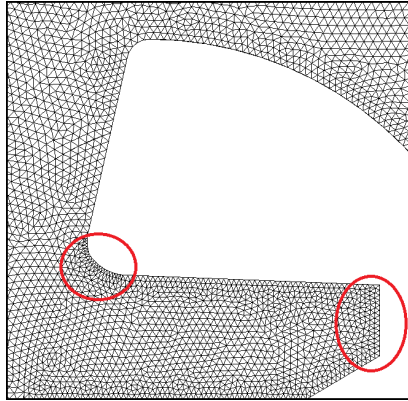


Figura 3.9 – Detalhe da malha acústica com refinamento para 50 %.

3.5.1 Modelagem da Fonte com Geometria da bancada

O ruído gerado pelas pás do motor foi modelado considerando uma condição de contorno localizada no plano do fan que representa a fonte acústica. Mustafi (2013) empregou dois tipos de fontes para este propósito. Estas incluem todos os modos que conseguem-se propagar (*cut-on*) no duto do motor até a frequência de interesse. A primeira fonte considerou diferentes amplitudes modais para cada ordem radial e azimutal, baseada em dados experimentais tomadas da bancada de medição da AneCom. A outra foi implementada considerando um modelo mais simplificado com igual amplitude modal. Mustafi concluiu que a diferença entre os resultados obtidos usando os dois tipos de fontes era pequena o bastante, para justificar o uso do modelo mais simples. Desta forma, o uso da fonte mais simplificada foi adotado nas validações e nos modelos implementados neste documento.

O modo RLT 24,1 (ordem azimutal $m=24$, ordem radial $n=1$) tem grande influência sobre o espectro do ruído gerado pelas pás do motor. Em baixa velocidade de rotação das pás, 50 %, 60 % e 70 % este modo não se propaga (não é *cut-on*) e por isso não foi incluído, assim a modelagem da fonte foi realizada usando a mesma amplitude para todos os modos *cut-on*. A partir de 80 % o modo 24,1 é *cut-on*, apresentando uma alta amplitude quando comparado com os outros modos. Portanto, para incluir este efeito na modelagem da fonte, foi necessário dar maior amplitude para este modo. Na Figura 2.3 pode-se

se observar os modelos de fontes implementados para 50 % e 90 % da velocidade de rotação das pás do motor.

O cálculo de NPS para campo distante foi realizado mediante IEM. Este tipo de elementos permite garantir uma condição de contorno anecoica no limite do domínio FEM, e faz o cálculo das variáveis acústicas além deste. A ordem dos elementos ótima para este tipo de problemas precisa ser determinada através de um estudo de convergência para cada caso, de modo a prevenir reflexões espúrias no domínio de FEM.

3.5.2 Resultados Validações Geometria da bancada

As validações foram feitas tanto para a condição de parede rígida (PR) como para parede com liner. No último caso foi necessário conhecer os dados de impedância do liner empregado na bancada de medições. Estes dados de impedância para cada velocidade das pás do motor foram fornecidos pelo ISVR da Inglaterra, mas pelo fato de que os dados são propriedade de companhias aéreas, os valores obtidos nas validações não são exatamente iguais à referência usada. Nas Figuras 3.10 até 3.14, pode-se observar os resultados das validações obtidas no LVA (Laboratório de Vibrações e Acústica da Universidade Federal de Santa Catarina) para os cinco casos considerados nas condições de parede rígida e parede com liner.

Os resultados obtidos neste capítulo coincidem em grande medida com os apresentados por Mustafi (2013). As maiores diferenças se encontram em 70 e 90 %, a partir de 60 e 90 graus respectivamente. Estas diferenças podem ser explicadas pelo fato de que a geometria e os dados de impedância empregados no LVA são aproximados.

Por outro lado, os dados medidos e simulados apresentam um comportamento similar nas quatro primeiras velocidades, tanto para PR como com liner. No caso de 90 %, para parede com liner, as diferenças são significativas. Isto pode ser atribuído ao fato que o AC-TRAN/TM não considera os efeitos de não linearidade associados à alta amplitude do modo (24,1) [15]. Apesar disso os resultados simulados e medidos para parede rígida coincidem. É possível que este comportamento possa ser causado pela condição de contorno de Myers, que tende a sobre-estimar a absorção acústica na presença de escoamento tangencial, para ângulos de incidência agudos [16]. A resposta sobre o que gera estas diferenças é ainda uma questão em aberto.

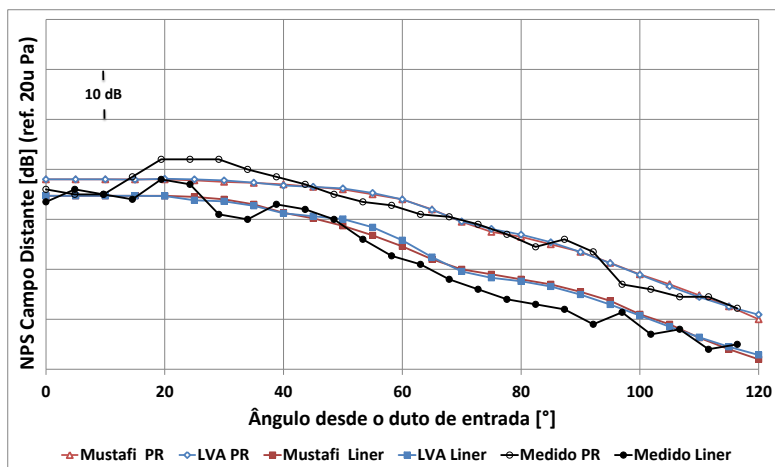


Figura 3.10 – NPS em campo distante com geometria da bancada. Validação para 50 % 1 BPF.

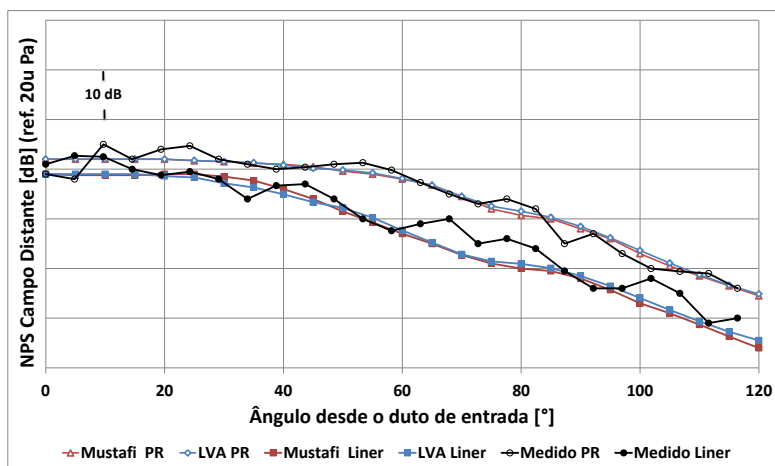


Figura 3.11 – NPS em campo distante com geometria da bancada. Validação para 60 % 1 BPF.

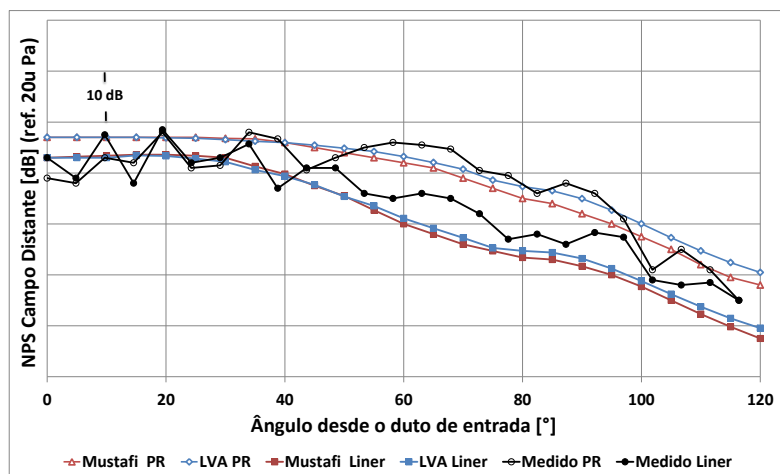


Figura 3.12 – NPS em campo distante com geometria da bancada. Validação para 70 % 1 BPF.

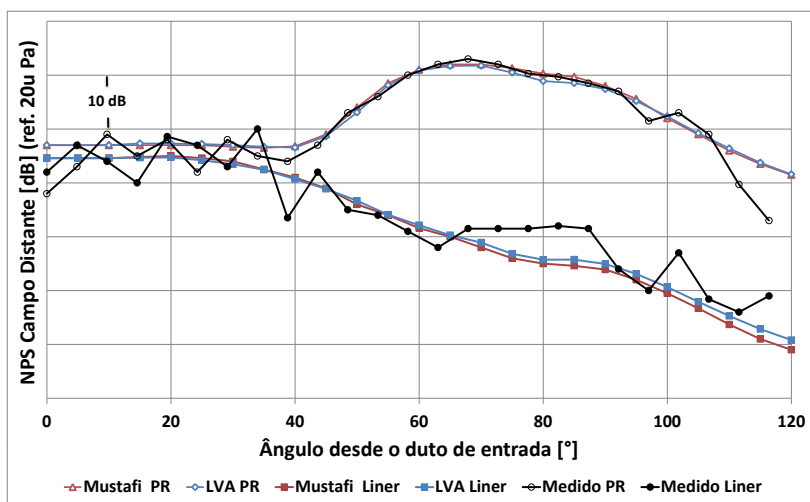


Figura 3.13 – NPS em campo distante com geometria da bancada. Validação para 80 % 1 BPF.

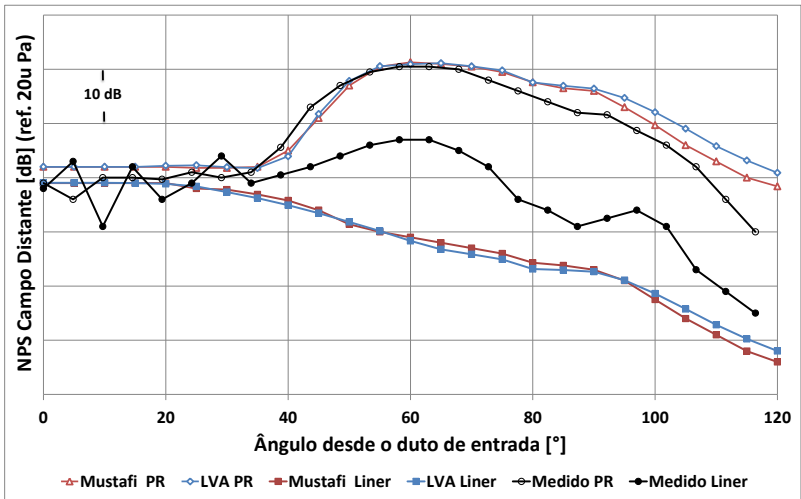


Figura 3.14 – NPS campo distante com geometria da bancada.
Validação para 90 % 1 BPF.

3.6 Simulação Acústica com a Geometria de Tamanho Real

Na Figura 3.15 se encontra o modelo de malha 2D axisimétrico criado para simular a condição de linha lateral. Cinco elementos por comprimento de onda foram empregados. Pode-se observar as regiões com refinamento nas proximidades da borda e do *spinner*, lugares onde a velocidade do escoamento é maior. Três foram as condições do contorno usadas. As cores azul, verde e vermelho representam as condições de contorno de admitância (*liner*), fonte (*fan*) e IE (limite do domínio de FE).

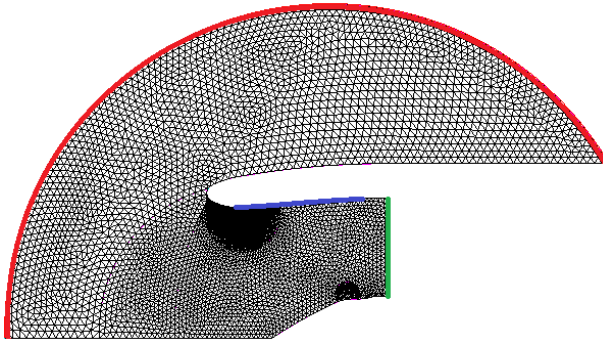


Figura 3.15 – Malha acústica criada para o geometria de tamanho real.

3.6.1 Modelagem da Fonte - Geometria de Tamanho Real

A fonte foi modelada com a mesma condição de contorno empregada na geometria da bancada. É importante mencionar que neste estudo as análises foram realizadas para 1BPF (uma frequência só) e, portanto, apenas o ruído tonal foi considerado. Neste caso a contribuição do ruído de banda larga foi omitida em razão de que a sua amplitude é menor quando comparada com o ruído tonal (-10 dB como foi mostrado na Figura 2.1). O ruído tonal para 1BPF foi implementado utilizando igual intensidade modal para todos os modos, este tipo de implementação é chamado de componente multimodal. Em condição de pouso e potência reduzida, somente o componente multimodal foi considerado. Em condição de linha lateral, os tons adicionais RLT

de alta amplitude foram incluídos. Os EO (*Engine order EO*), que surgem quando a velocidade de rotação das pás é supersônico, não foram considerados. As ordens azimutais e radiais utilizadas nas as condições de voo para potência reduzida e linha lateral, podem ser observadas nas Figuras 3.16.

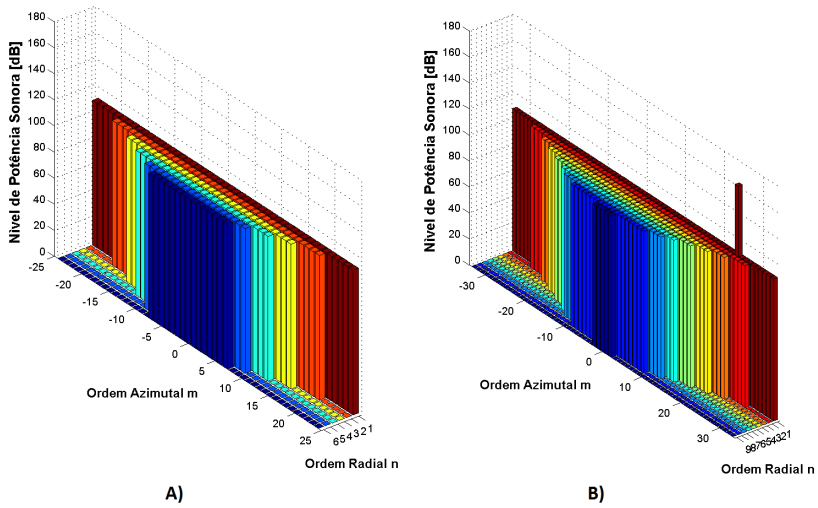


Figura 3.16 – Modos *cut-on* para a geometria de tamanho real. 1BPF. A) Potência Reduzida. B) Linha lateral.

Os níveis de potência acústica, e impedância normalizada ($Z/\rho_0 c_0$) usados nas simulações de ruído para esta geometria se encontram na Tabela 3.3. Em linha lateral o modo (24,1) foi modelado com uma amplitude de 162,9 dB afim de representar o RLT que aparece nesta condição de voo. Este valor foi determinado com base na literatura [15].

Tabela 3.3 – Nível de potência e impedância normalizada usados nas simulações com a geometria de tamanho real.

<i>Condição de Voo</i>	1 BPF [Hz]	Nível de Potencia [dB]	R	X
Pouso	700	126	2,00	-3,04
Potência Reduzida	1050	133	3,22	-1,93
Linha Lateral	1300	134	2,70	-2,57

3.6.2 Resultados com Diferentes Escoamentos - Geometria de Tamanho Real

Na sequência são apresentados os resultados obtidos do ruído radiado em campo distante com escoamento uniforme e não uniforme. Duas análises foram feitas: uma para um modo em particular e outra para o componente multimodal.

Os dados de impedância do liner normalizados por $\rho_0 c_0$ usados nesta análise, encontram-se na Tabela 3.3. Estes dados foram obtidos usando a bancada para medição de impedância na presença de escoamento tangencial, implementada no Laboratório de Vibrações e Acústica da UFSC [23]. Os parâmetros físicos do liner medido são apresentados na Figura 3.17.

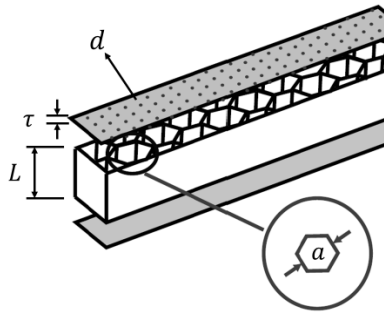


Figura 3.17 – Parâmetros físicos do liner usado na condição de pouso. [24]

Neste esquema $d = 2,0$ mm é o diâmetro de furo da placa perfurada, $\tau = 0,8$ mm a espessura da placa perfurada, $a = 9,5$ mm a dimensão característica da célula hexagonal, $L = 19$ mm o comprimento da cavidade e $P_{AA} = 6$ % é a porcentagem de área aberta da placa perfurada.

Esta bancada permite atingir velocidades de até 0,25 Mach, com uma relação sinal ruído maior que 25 dB em 700 Hz nesta velocidade. Unicamente o valor de impedância para a condição de pouso ($M=0.23$) foi obtido das medições realizadas na bancada, já que esta se encontra dentro da faixa de velocidade que a bancada pode medir. Os dados de impedância, para as outras condições de voo, foram calculados a partir do modelo físico para cálculo de impedância de *liners* descrito em [25]. Na Figura 3.18 pode ser observada a curva de impedância normalizada

do liner usado. Os valores foram obtidos para Mach 0,23 mediante o método *Two Port Matrix* [26].

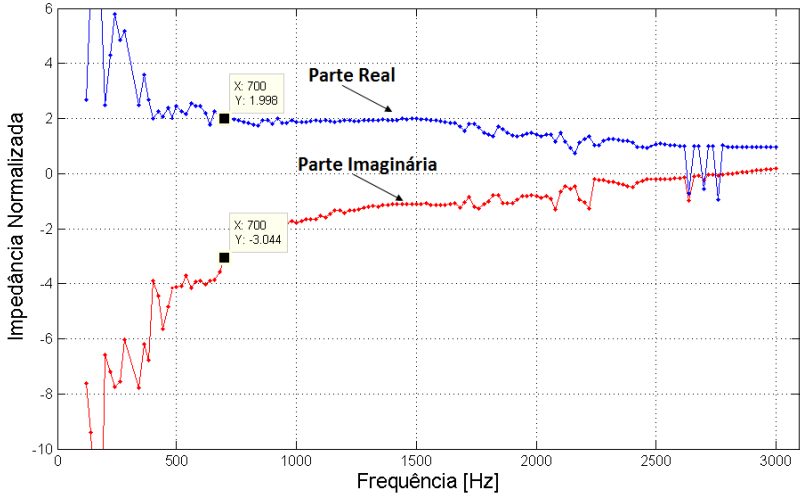


Figura 3.18 – Impedância normalizada do liner usado na condição de pouso. [27].

3.6.2.1 Pouso

Nas Figuras 3.19 e 3.20 pode-se observar os resultados de NPS em campo distante para a condição de pouso, nesta condição o NPS é similar tanto para escoamento uniforme como não uniforme. Isto se aplica tanto para parede rígida (PR) como com liner.

Em condição de parede com liner, o padrão de direcionalidade do modo (10,1) (ordem azimutal $m=10$, radial $n=1$), apresenta pequenas variações para ângulos menores que 45 graus. No caso de parede rígida as diferenças são quase imperceptíveis, apenas há variações para ângulos menores de 20°.

Por outro lado, o NPS do componente multimodal para escoamento não uniforme é ligeiramente maior que para uniforme. As variações foram no máximo 1 dB para ângulos maiores que 60°.

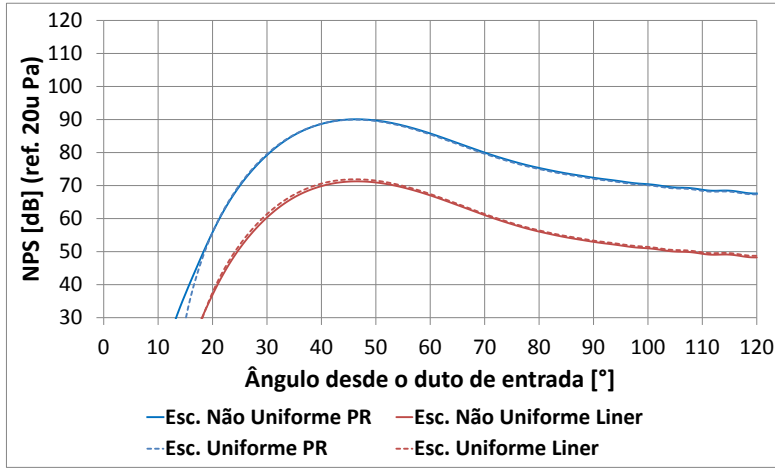


Figura 3.19 – NPS campo distante na condição de pouso para o modo (10.1). 1 BPF 700 [Hz].

3.6.2.2 Potência Reduzida

Os resultados em condição de potência reduzida mostram um comportamento diferente, quando comparados com a condição de pouso. Para o modo (10.1) (Figura 3.21), os NPS obtidos com as duas opções de escoamento apresentam diferenças importantes para parede rígida e com liner em todos os ângulos. Embora o padrão de radiação seja parecido, após 80° é difícil estabelecer uma correlação. Além disso, pode-se destacar o fato de que o NPS para o componente multimodal, com escoamento uniforme, tem valores de amplitude maiores que o não uniforme, para ângulos abaixo de 70° . Além desta faixa o comportamento se inverte, tal como aparece na Figura 3.22.

3.6.2.3 Decolagem

Os resultados para linha lateral podem ser observados nas Figuras 3.23 e 3.24. As diferenças de NPS usando os dois escoamentos são evidentes. No caso do componente multimodal os NPS são maiores quando é usado escoamento uniforme para ângulos menores que 60° . Além deste ângulo, o comportamento se inverte como aconteceu

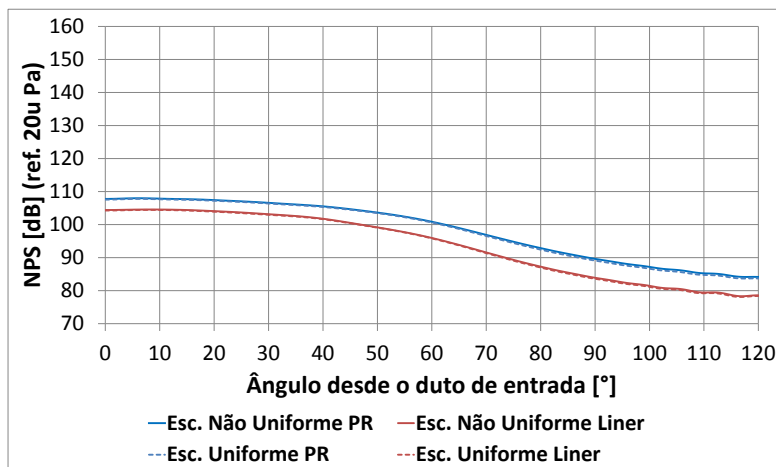


Figura 3.20 – NPS campo distante na condição de pouso para o componente multimodal.

na condição de potência reduzida. O fato da velocidade do escoamento ser diferente nas regiões afastadas das pás do motor, com as duas abordagens de escoamento, é uma das possíveis causas deste fenômeno. A condição de contorno de IE, onde um dos seus parâmetros de entrada é o valor da velocidade, é bem sensível a mudanças neste valor.

A partir dos resultados obtidos é possível concluir que a abordagem de escoamento uniforme é válida para avaliar a condição de pouso. Nas outras condições de voo, onde as velocidades do escoamento são maiores no plano das pás do motor, há diferenças significativas quando comparado com a abordagem de escoamento não uniforme, portanto limitam seu uso nestes casos.

O escoamento potencial ainda é uma simplificação do escoamento real e não considera a camada limite. Uma opção seria a utilização de simulações RANS (*Reynolds-averaged Navier-Stokes equations*) para obter a camada limite, mas nesse caso seria necessário uma nova condição de contorno visto que Myers considera uma camada limite infinitesimal.

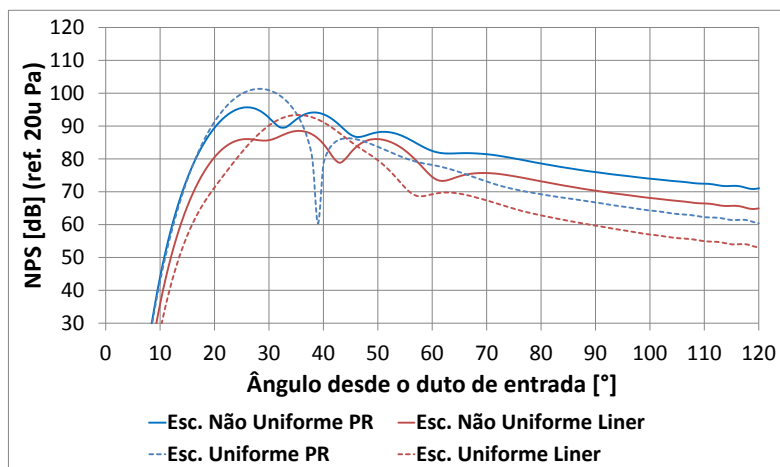


Figura 3.21 – NPS em campo distante na condição de potência reduzida para o modo (10.1). 1 BPF 1050 [Hz].

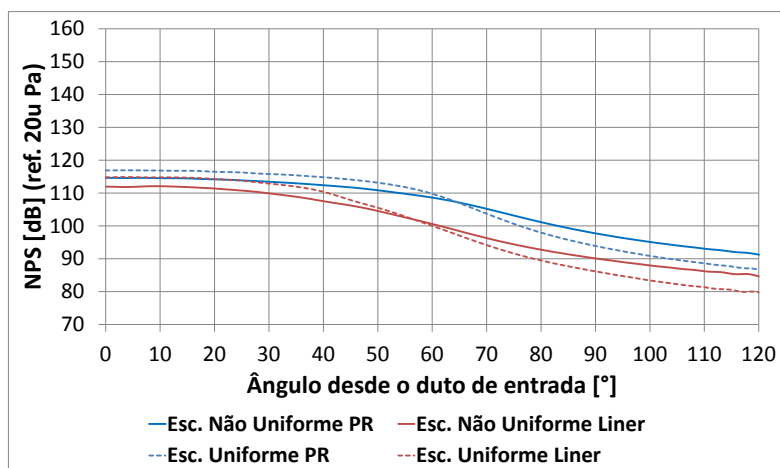


Figura 3.22 – NPS campo distante na condição de potência reduzida para o componente multimodal.

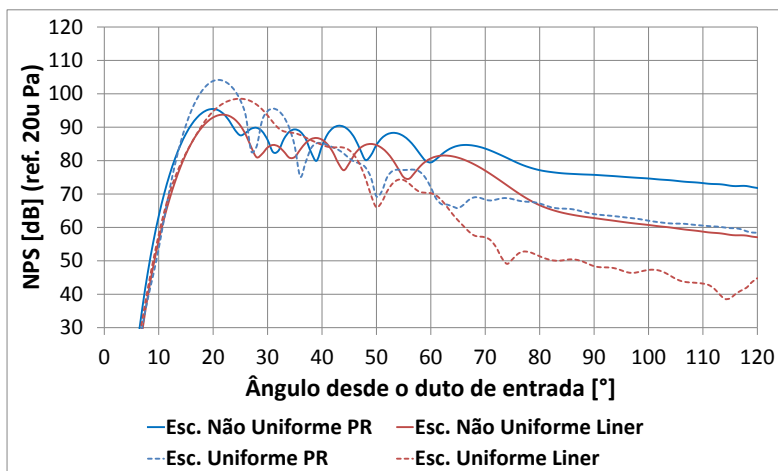


Figura 3.23 – NPS em campo distante na condição de linha lateral para modo (10.1). 1 BPF 1300 [Hz].

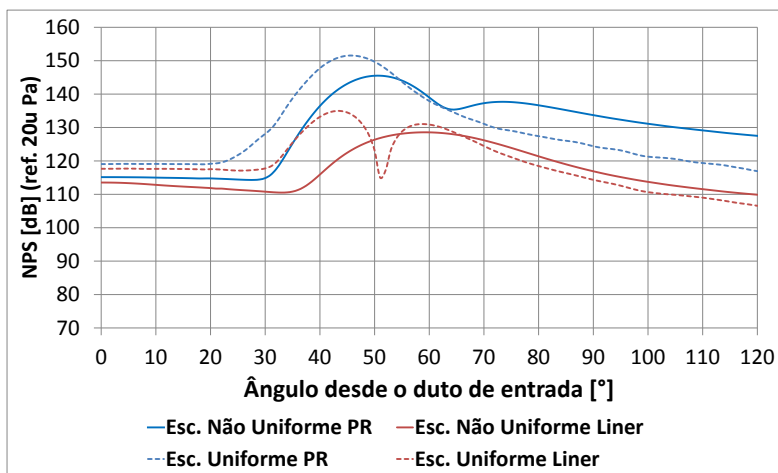


Figura 3.24 – NPS em campo distante na condição de linha lateral para o componente multimodal.

3.6.3 Análise paramétrica de impedância - Geometria de Tamanho Real

O controle de ruído de motores turbofan é uma prioridades para fabricantes de nacele e motores. Continuamente se está procurando melhorar o desenho e otimização de *liners*, a fim de diminuir os níveis ruído emitidos. Neste sentido, a impedância do *liner* é um parâmetro fundamental no processo de otimização. Por tanto, conhecer o comportamento do campo acústico, na medida que o valor de impedância muda, vai permitir determinar, a partir de modelos físicos, que parâmetros do liner devem ser modificados, de forma a obter um determinado valor de impedância onde a atenuação será ótima.

Nesta seção, é realizada uma análise paramétrica variando a impedância estimada para o caso de linha lateral, com a geometria de tamanho real estudada anteriormente. Deve-se mencionar que não foram aplicadas correções (efeitos não lineares, ou condição de contorno) nos níveis de pressão, ou potência, para nenhum caso avaliado. Os casos considerados com seus respectivos dados de impedância normalizada, encontram-se na Tabela 3.4.

Tabela 3.4 – Dados para análise paramétrica de impedância.
Linha lateral.

Caso	R	X
Z	2,67	-2,57
$2Z$	5,34	-5,14
$Z/2$	1,33	-1,29
$R/2, X$	1,33	-2,57
$2R, X$	5,34	-2,57
$R, X/2$	2,67	-1,29
$R, 2X$	2,67	-5,14

Nos resultados de NPS para campo distante mostrados na Figura 3.25, pode-se observar que a melhor atenuação é obtida, quando o valor da resistência do *liner* é duplicada ($2R$), enquanto da reactância se mantém (X). Entretanto, o pior cenário aparece quando o valor da impedância é a metade do seu valor inicial ($Z/2$). Este comportamento pode ser explicado, na medida que a parte real da impedância, faz referência à capacidade do material para dissipar energia. Assim, geralmente, quanto maior valor tenha este parâmetro, melhor será a atenuação obtida.

Quanto ao nível de potência sonora radiado, é possível observar

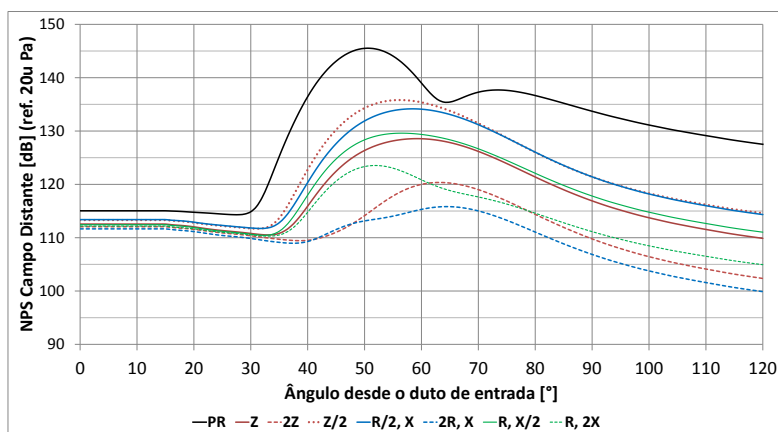


Figura 3.25 – NPS campo distante para condição de linha lateral.
Análise paramétrica de impedância.

que o melhor cenário, $2R$, apresenta uma diferença com respeito ao caso de parede rígida de 26,5 dB, seguido do caso de $2Z$ com 23,1 dB. A comparação entre todos os casos pode ser observada na Figura 3.26.

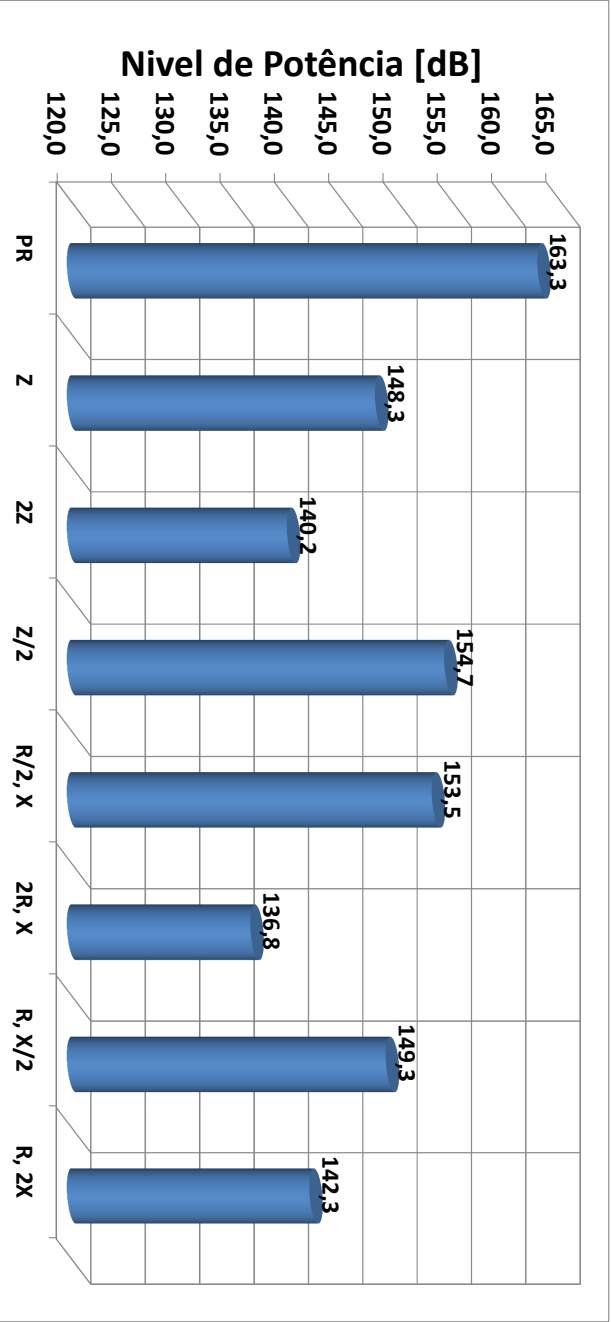


Figura 3.26 – Nível de potência sonora em campo distante para condição de linha lateral. Análise paramétrica de impedância.

4 ANÁLISE PARAMÉTRICA DAS DESCONTINUIDADES NOS *LINERS*

O desenvolvimento de técnicas para o controle de ruído em aeronaves é uma tarefa árdua tanto na parte de desenho dos *liners* como na sua implementação no local de operação. Um dos grandes problemas na aplicação real dos *liners* no interior da nacele é geometria da mesma. O fato de ser circular implica que em um ponto determinado, o início e fim do revestimento têm que se unir por meio de uma junção rígida sem *liner*. Estas junções são chamadas *splices* em inglês. Nos modelos mais antigos de aviões para voos comerciais eram utilizados em geral três junções. Diferentes estudos foram feitos com o objetivo de determinar o efeitos destas junções no comportamento do ruído gerado pelo fan [10], [28], [29]. Estabeleceu-se que estas descontinuidades nos *liners* geram um espalhamento modal, redistribuindo a energia acústica em outros modos, onde o *liner* é menos efetivo na redução de ruído. Por este motivo nos últimos anos passou-se de utilizar duas junções nos *liners* e finalmente nenhuma (*zero-splice*) como pode-se observar na Figura 4.1.

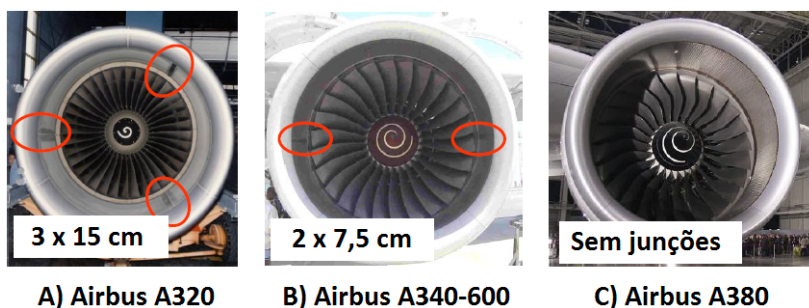


Figura 4.1 – Junções em naceles de avões para voos comerciais. [30].

No entanto, durante o ciclo de vida útil do motor, os reparos feitos na nacele podem resultar em remendos de diferentes geometrias as quais também atuam como descontinuidades. Além disto, no interior da nacele existem sistemas para medição de dados de voo que são instalados sobre a superfície tratada com *liner*, gerando descontinuidades adicionais, tais como o probe de temperatura e o furo de arrefecimento. Entretanto, os trabalhos anteriores se restringiram a remendos simples

e o efeito da geometria dos remendos ou múltiplos remendos não foi explorado [15]. De fato, informações adicionais sobre o efeito da geometria dos remendos, pode auxiliar na definição de procedimentos de manutenção a serem empregados nos motores.

Neste capítulo é apresentada uma análise da influência de vários remendos, em uma nacele típica usada na indústria, no ruído radiado através da entrada do motor. Diferentes configurações de aspecto são consideradas e os resultados são apresentados para campo próximo e distante, considerando um modelo 3D completo. A necessidade de se utilizar um modelo 3D, encontra-se na quebra de simetria decorrente das junções e remendos. Somente a condição de pouso para 1BPF (700 Hz) foi simulada, por causa de limitações na capacidade computacional disponível. O tempo de simulação para esta condição de voo foi de aproximadamente 3 horas em um computador com processador Intel de 2.4 GHz com 8 núcleos, e 145 Gb de memória RAM. As análises para as demais condições de voo são computacionalmente mais custosas em especial para linha lateral, portanto, não foram simuladas. Neste último caso, visto que a frequência de 1BPF é mais elevada, o número de elementos por comprimento de onda no domínio FE e ordem IE, serão maiores, incrementando a quantidade de memória necessária para realizar a simulação. Neste capítulo, também é realizado um estudo paramétrico, onde é relacionado o ruído radiado com diferentes larguras de *splices*.

O tipo de escoamento utilizado nas simulações deste capítulo foi não uniforme.

4.1 Simulação CFD para geometria 3D

Os efeitos das descontinuidades nos *liners* foram avaliados usando a geometria de tamanho real apresentada na Figura 3.3. O procedimento foi similar aos casos 2D. Primeiro foi realizada uma simulação CFD para escoamento não uniforme potencial com os valores dados na Tabela 3.2 a fim de simular a condição de pouso. Os resultados obtidos para velocidade e densidade média são apresentados na Figura 4.2.

4.2 Malha Acústica

Os valores de velocidade e densidade obtidos das simulações CFD foram interpolados com a malha acústica para determinar o valor de

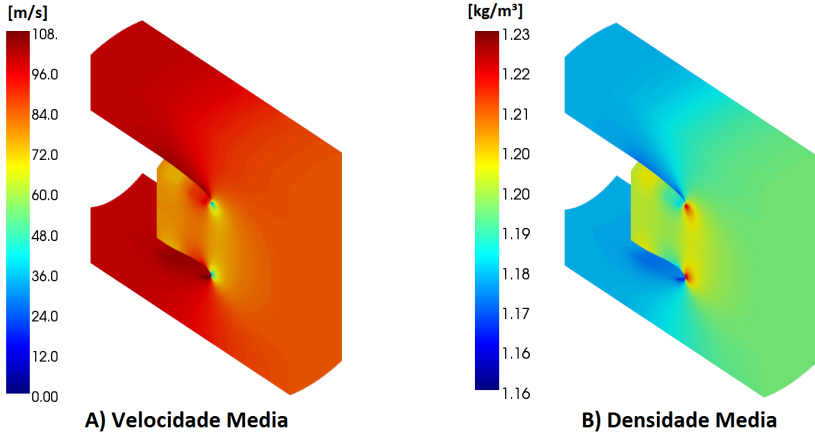


Figura 4.2 – Resultados CFD 3D para condição de pouso. Vista de corte isométrica.

velocidade e densidade média em cada nó.

Uma vez feita a simulação CFD procedeu-se com criação da malha acústica. O modelo axisimétrico 2D, empregado nos capítulos anteriores, foi girado sobre seu eixo de simetria para gerar um sólido 3D, este foi importando no Patran, onde foi construída a malha acústica de tipo não estruturada. Cinco elementos tetraédricos quadráticos por comprimento de onda foram utilizados, seguindo os mesmos critérios dos casos 2D. Na Figura 4.3 é apresentada a malha acústica construída.

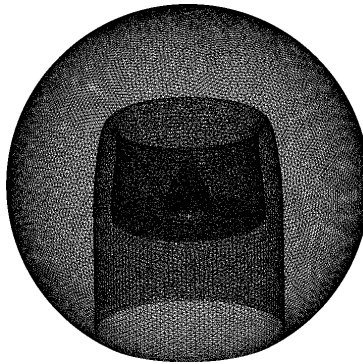


Figura 4.3 – Malha não estruturada 3D para condição de pouso.

4.3 Análise paramétrica das junções

Na análise paramétrica, três casos foram estudados para uma junção apenas na condição de pouso. Na Tabela 4.1, encontram-se a largura e comprimento para cada caso com base no diâmetro do fan D .

Tabela 4.1 – Razões de aspecto das junções

Junção	Comprimento	Largura
1	0,900D	0,058D
2	0,900D	0,116D
3	0,900D	0,233D

Os dois primeiros casos correspondem a dimensões aproximadas de junções típicas usadas em naceles de aviões comerciais. Na geometria empregada, essas seriam 7 cm e 14 cm de largura respectivamente. O último caso (28 cm), foi escolhido apenas como referência para avaliar um cenário extremo. A geometria 3D com as junções pode ser apreciada na Figura 4.4.



Figura 4.4 – Geometria 3D com junções.

4.3.1 Efeitos das junções

Na avaliação dos efeitos das junções é importante estabelecer o comportamento do campo acústico, tanto em campo próximo como distante. No primeiro caso, pode-se determinar os efeitos das discontinuidades na energia dos modos que se propagam desde o interior do duto de entrada. Por exemplo, a forma como a energia é espalhada no espaço 3D. No segundo caso, é possível simular o que seria o sinal

que registraria um microfone de medição em um ponto longe do fan. O último caso é importante para efeitos de certificação do ruído de aeronaves.

Na Figura 4.5 pode-se observar a localização da junção 3 e o arranjo de microfones, para obter os resultados de campo distante. Todas as simulações foram realizadas seguindo este padrão, junção na parte superior e resultados para os planos ZY e XY (ambos os planos passam pelo ponto zero). No total foram utilizados 240 pontos para cada plano, de -120° até 120° .

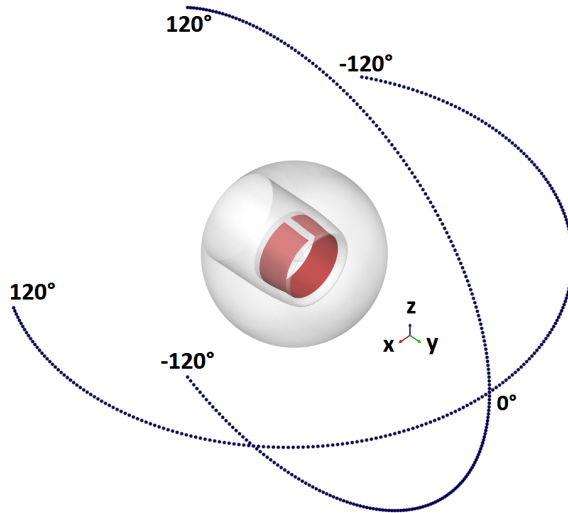


Figura 4.5 – Localização das junções em relação ao arranjo de microfones para simulação em campo distante.

4.3.1.1 NPS em campo próximo com as junções

Na condição de pouso não existe um modo de alta amplitude que se destaque como é o caso de linha lateral. Por isto, foram escolhidos três modos de diferente ordem azimutal e radial para avaliar os efeitos das junções. Neste capítulo são apresentados apenas os resultados considerando somente o modo (14,1) (ordem azimutal $m=14$, ordem radial $n=1$), os outros podem ser observados no Apêndice B.

Na Figura 4.6 tem-se a vista de frente do NPS para o modo

(14,1). Nesta Figura é possível observar o comportamento do campo acústico na entrada da nacele. Pode-se observar como a energia é espalhada para o centro do duto da nacele, longe da região coberta com *liner*. O efeito é maior na medida que aumenta-se a largura da junção, como poderia se supor.

Entretanto, na mesma figura a junção C, na parte superior direita do plano, gera uma concentração significativa de energia com um nível similar às paredes do duto. Este comportamento pode ser associado à presença da junção nessa região. Apesar disto, esta concentração de energia não consegue se propagar com a mesma intensidade longe desta região, como pode-se observar nas Figuras 4.7 e 4.8. O contrário acontece com a região inferior do duto. Nesta parte, apesar de ter um NPS menor quando comparado com a parte superior, consegue-se propagar com maior intensidade longe do duto de entrada. Isto será analisado com maior detalhe nos resultados para campo distante. É importante salientar que mesmo a menor junção, é suficiente para promover um espalhamento considerável da energia para outros modos.

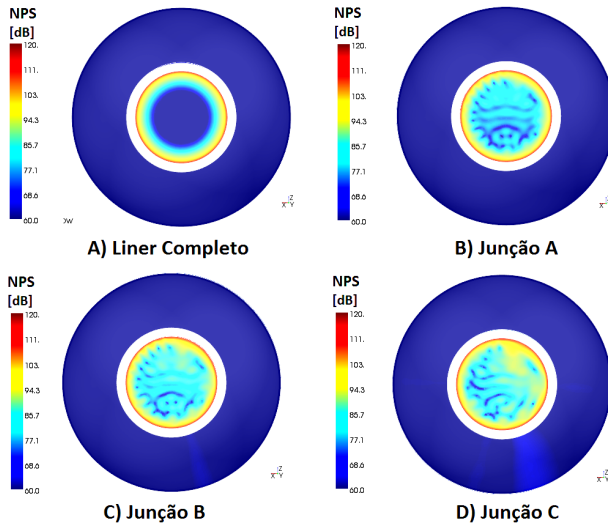


Figura 4.6 – NPS em campo próximo para o modo (14,1). Vista frontal.

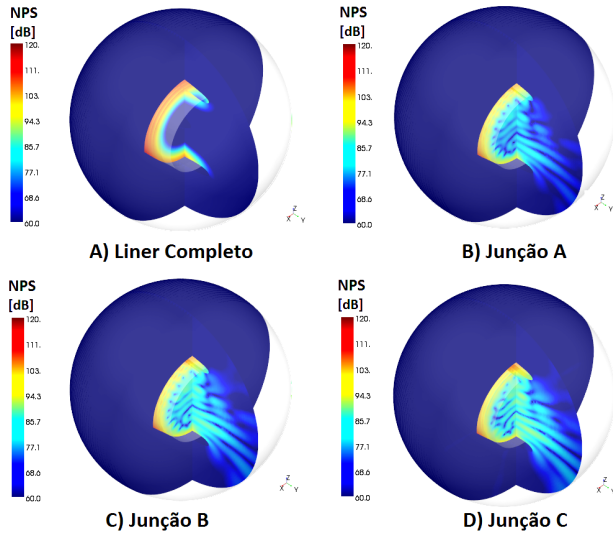


Figura 4.7 – NPS em campo próximo para o modo (14,1). Plano ZY.

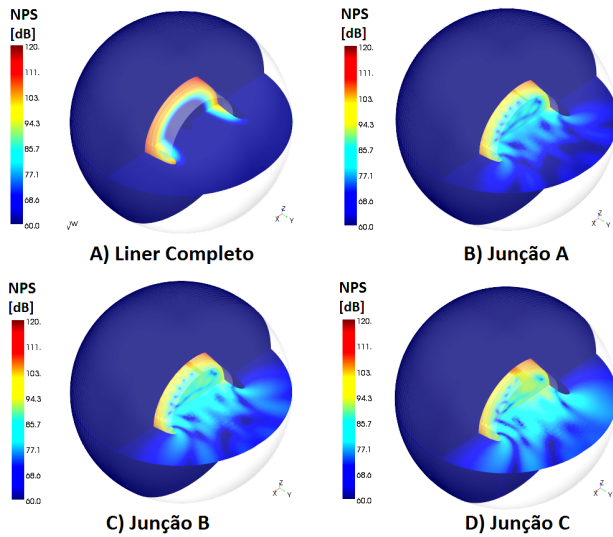


Figura 4.8 – NPS em campo próximo para o modo (14,1). Plano XY.

4.3.1.2 NPS em campo distante com as junções

Os efeitos das junções no NPS em campo distante, para os casos apresentados no item anterior, podem ser observados nas Figuras 4.9 e 4.10. Estes resultados concordam com os obtidos para campo próximo. Sem junções o NPS poderia ser considerado quase simétrico com e sem *liner*, mas na presença das junções este comportamento é bastante modificado.

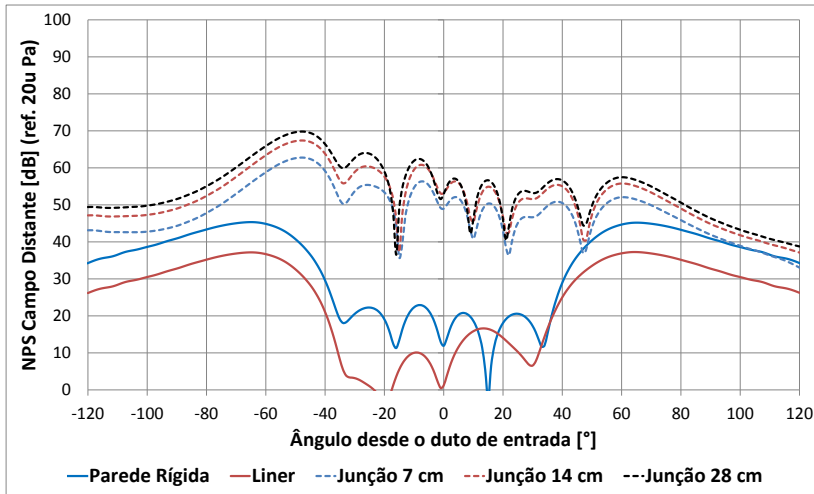


Figura 4.9 – NPS em campo distante para o modo (14,1). Plano ZY.

No plano ZY o campo acústico é alterado apresentando maiores valores de NPS na região compreendida entre -120° e 0° . Em -50° encontra-se o valor máximo de NPS. Neste ponto as junções de 7, 14 e 28 cm geram um incremento de 30, 35 e 37 dB respectivamente, quando comparado com o caso com *liner*. O anterior indica que uma variação linear no tamanho das junções não gera um comportamento do mesmo tipo, no NPS emitido em campo distante.

No plano XY para ângulos entre $\pm 120^\circ$ e $\pm 40^\circ$ o efeito é menor que no plano ZY, o qual indica que a energia é espalhada para lado oposto onde se encontra a junção. Entre -120° e -60° não existe diferença entre a junção de 14 cm e 28 cm. As maiores variações de NPS encontram-se entre -40° e 40° .

Entretanto, vale salientar que os NPS causados pelas junções

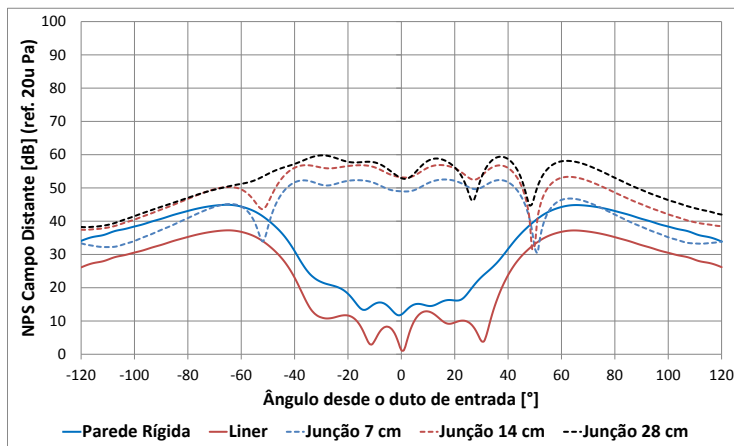


Figura 4.10 – NPS em campo distante para o modo (14,1). Plano XY.

apresentam, em geral, um nível maior em relação à condição de parede rígida. Este comportamento pode ser explicado pelo fato de que a energia do modo (14,1), está sendo espalhada para outros modos de diferentes ordens radiais e azimutais, que são melhores radiadores que o modo (14,1). Em efeito, o NPS do modo 5,1 é como mínimo 26 dB maior, quando comparado como o modo (14,1). Na Figura 4.11 podem-se observar as diferenças de NPS do modo (14,1) com respeito aos modos 5,1 e 1,4.

Com o objetivo de obter um único valor de NPS para cada ângulo, que contenha as contribuições de todos os modos, foi calculado o componente multimodal. Os resultados para parede rígida, com *liner* e junções são apresentados nas Figuras 4.12 e 4.13. Embora, tem-se espalhamento significativo da energia do modo (14,1), o efeito geral das junções para a condição de pouso estudada é mínimo. A maior variação é dada pela junção de 28 cm e encontra-se no plano ZY, para ângulos entre -120 e 40°, região oposta à junção. No plano XY não existe variação. Isto pode ser explicado em razão de que os efeitos das junções são maiores em modos de alta ordem azimutal como, por exemplo, neste caso o modo (14,1). Estes modos, nesta condição de voo, apresentam um NPS bem menor quando comparados com os outros modos como já foi dito. Assim, quando é feito o somatório, os modos com melhor radiação vão se impor.

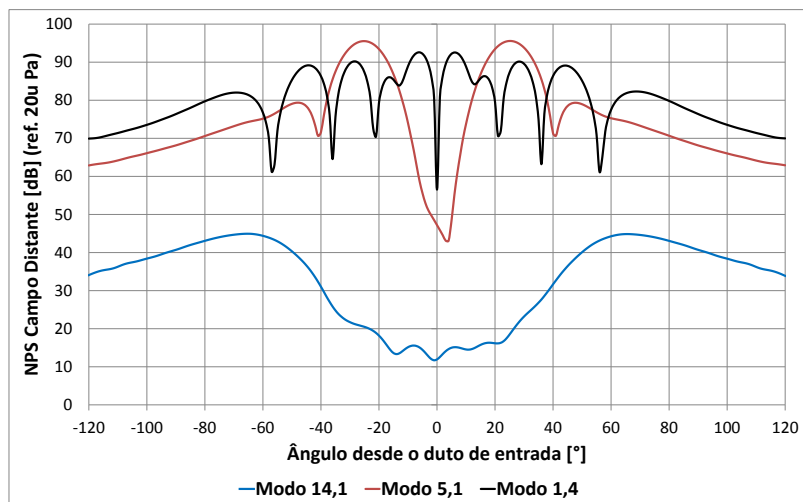


Figura 4.11 – NPS em campo distante em condição de parede rígida para os modos (14,1), (5,1) e (1,4). Plano XY.

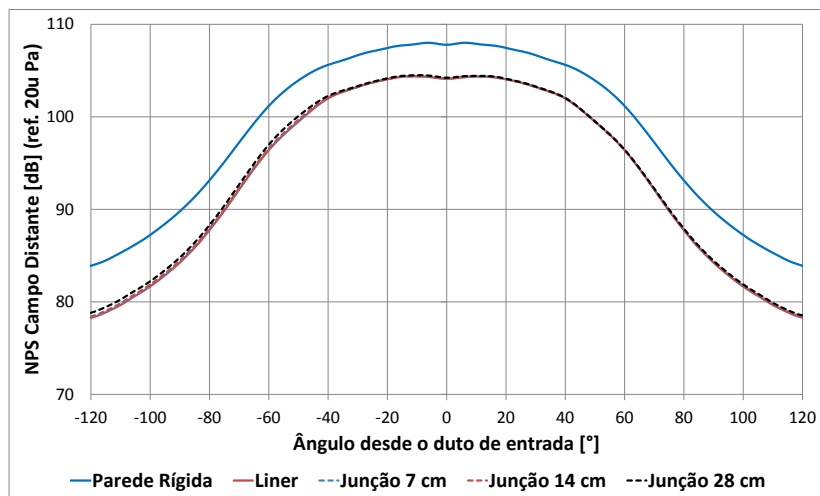


Figura 4.12 – NPS em campo distante para o componente multimodal. Plano ZY.

4.4 Análise paramétrica dos remendos

Nesta seção serão estudados os efeitos dos remendos no campo acústico radiado através da entrada da nacele, utilizando os níveis de

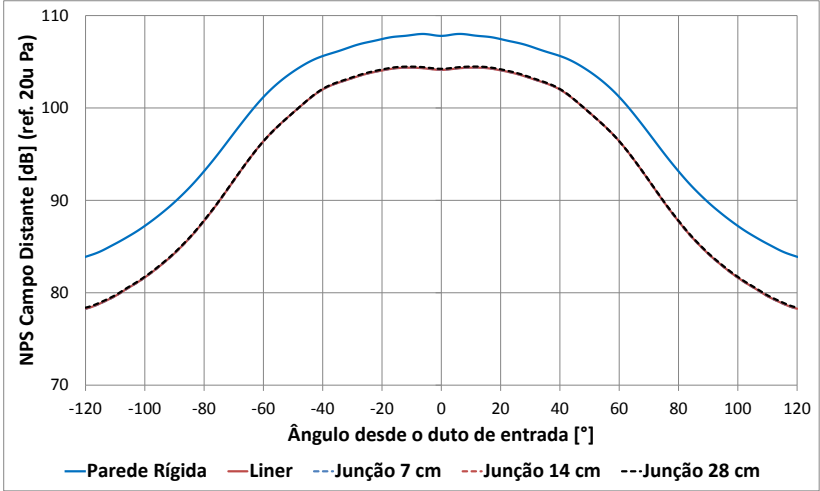


Figura 4.13 – NPS em campo distante para o componente multimodal. Plano XY.

pressão sonora em campo próximo e distante. O estudo inclui uma análise paramétrica com dois remendos de diferentes tamanhos, variando a razão de aspecto, mas garantindo que a descontinuidade mantém uma área similar.

Os dados de velocidade e densidade de escoamento foram tomados dos resultados apresentados na Figura 4.2.

4.4.1 Remendo 1

As configurações do remendo 1 usadas são mostradas na Tabela 4.2. Estes dados estão normalizados pelo diâmetro do fan D , e foram determinados pela largura e comprimento de cada elemento da malha.

A primeira configuração representa uma descontinuidade de comprimento e largura semelhantes, nas duas seguintes, o comprimento e largura foram divididas pela metade respectivamente e a área restante foi redistribuída para conseguir duas razões de aspecto diferentes.

As diferentes razões de aspecto do remendo 1 estudadas encontram-se na Figura 4.14. Pode-se observar a geometria 3D usada junto com a região tratada com *liner*, esta última representada em cor vermelha. A descontinuidade está localizada na região mais próxima do fan. Foi

Tabela 4.2 – Razões de aspecto do remendo 1

<i>Configuração</i>	<i>Comprimento</i>	<i>Largura</i>
1	0,116D	0,101D
2	0,050D	0,233D
3	0,202D	0,058D

escolhida esta localização, em razão que nesta parte a influência do remendo é mais significativa [15].

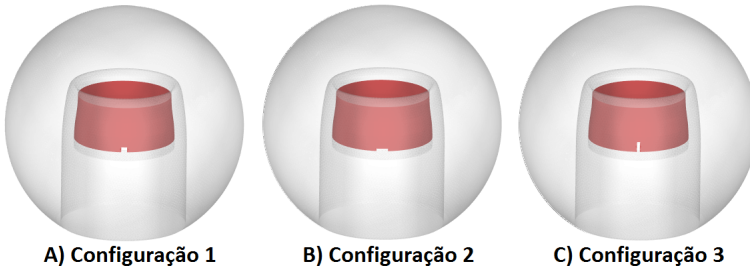


Figura 4.14 – Razões de aspecto do remendo 1

4.4.1.1 NPS em campo próximo com o remendo 1

O esquema de medição utilizado foi o mesmo que no estudo das junções (Figura 4.5), localizando igualmente, o remendo sobre o plano ZY. Dois eixos foram empregados para obter a resposta em campo distante desde -120° até 120° . O primeiro captura informação para o plano ZY e o segundo para XY.

Na sequência são apresentados os resultados com as diferentes configurações para o remendo 1 em campo próximo. Somente o modo (14,1) foi incluído nesta seção, por ser o modo onde os efeitos foram maiores.

O NPS em vista de frente é mostrado na Figura 4.15, pode-se observar que há um espalhamento da energia do modo (14,1) para outros modos. Este comportamento é mais significativo nas configurações 1 e 3. Assim, no caso de um remendo retangular, quando maior seu comprimento, maior será o espalhamento da energia do modo e maior o NPS gerado. O fato da configuração 2 ter um comprimento menor, afetaria em menor medida o modo de alto ordem azimutal que vai-se

propagando em forma helicoidal, desde o plano do fan, até a saída do duto. Em outras palavras, este modo encontraria menos descontinuidade em sua propagação longitudinal.

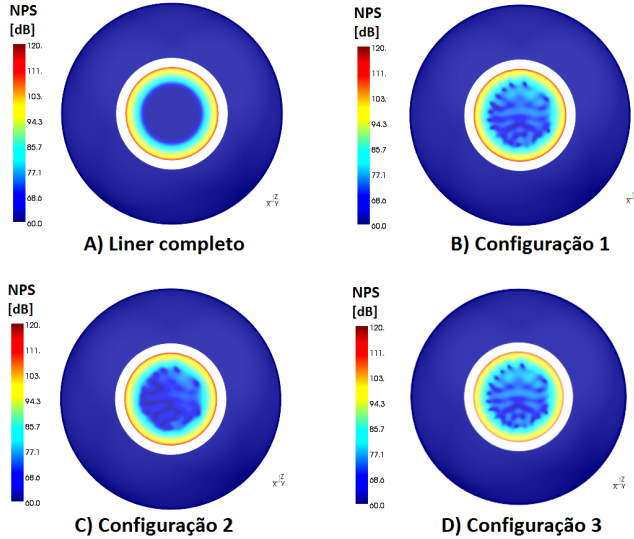


Figura 4.15 – NPS remendo 1. Modo $m=14$, $n=1$. Vista frontal.

Também foi analisado o comportamento do campo acústico nos planos ZY e XY. Os resultados de NPS se encontram nas Figura 4.16 e 4.17. É possível concluir que o NPS é maior no lado oposto onde está localizada a descontinuidade. Este mesmo resultado foi encontrado no estudo paramétrico das junções. Além disso, existe maior espalhamento da energia no plano ZX, quando comparado com o XY. Este tipo de comportamento é importante, na hora de determinar que regiões são mais afetadas pela descontinuidade. Neste caso, há maiores diferenças no plano do remendo que inclui o eixo do motor, mas no plano perpendicular, a diferença é menor. Assim, no caso de voo comerciais, por exemplo, o conforto dos passageiros não será comprometido, mas sim o ruído radiado para o solo.

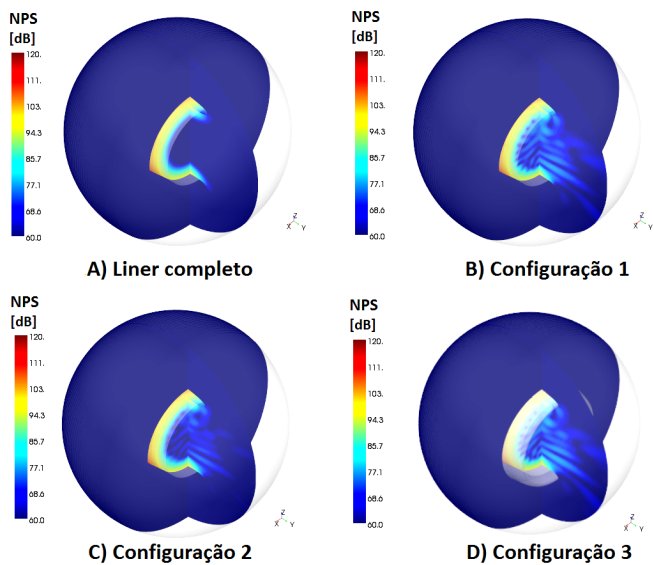


Figura 4.16 – NPS remendo 1. Modo $m=14$, $n=1$. Plano ZY.

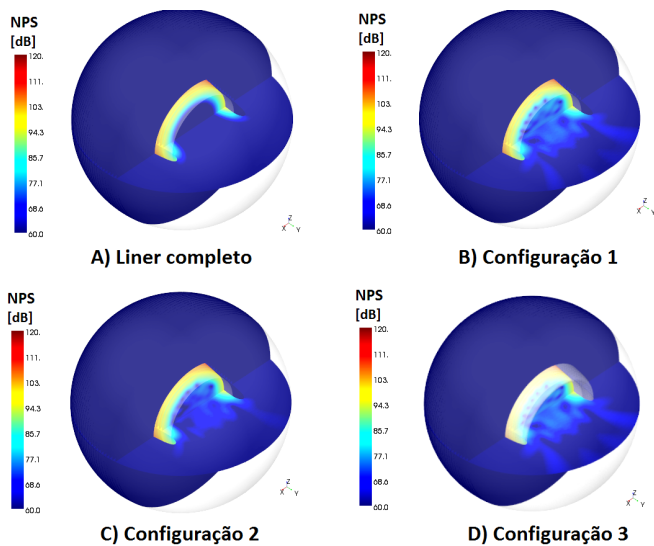


Figura 4.17 – NPS remendo 1. Modo $m=14$, $n=1$. Plano XY.

4.4.1.2 NPS em campo distante com o remendo 1

Os resultados para o modo (14,1) em campo distante podem ser vistos nas Figuras 4.18 e 4.19. A primeira para o plano ZY e segunda para XY.

Em condição de parede rígida e com *liner* sem descontinuidade, a amplitude é maior nas paredes devido a forma do modo. Na presença de descontinuidades, por outro lado, há um incremento importante de energia entre -60 e 40° , em função do espalhamento da energia do modo (14,1) para outros modos que são melhores radiadores nesses ângulos. Da mesma forma que aconteceu em campo próximo, os NPS obtidos com as configurações 1 e 3 são aproximadamente iguais. O maior valor de NPS no plano ZY que aparece como consequência dos remendos foi 60 dB e encontra-se em -45° . Este comportamento coincide com os resultados das junções, mas com 10 dB menos de amplitude com respeito à junção de 28 cm. Neste ponto de alta amplitude a diferença entre as configurações 1 e 2 é de 5 dB, em referência à configuração 3. Em ângulos mais afastados do centro do duto, tendem a apresentar uma diferença menor.

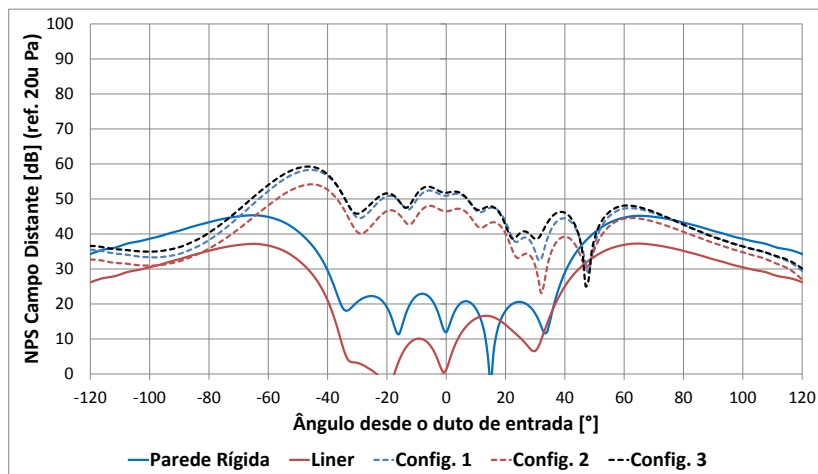


Figura 4.18 – NPS para campo distante com o remendo 1. Modo (14,1). Plano ZY.

Os remendos geram um efeito adicional com respeito às junções. Apesar de apresentar um comportamento parecido na região próxima

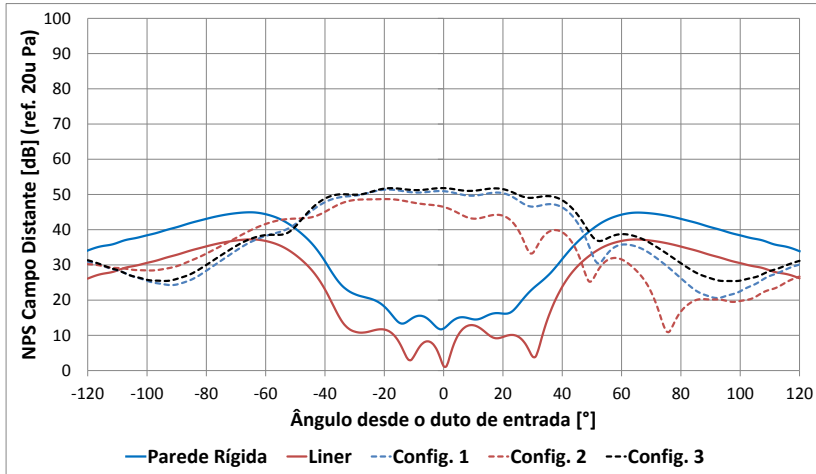


Figura 4.19 – NPS para campo distante com o remendo 1. Modo (14,1). Plano XY.

ao centro do duto (-60 até 60°), em ângulos maiores (-120 até -60° , e 60 até 120°) existe uma queda no NPS, quando comparado com o caso de *liner* sem descontinuidade. Este comportamento é mais evidente no plano XY mostrado na Figura 4.19. É possível observar que para ângulos maiores de 45° , o remendo 1 incrementa a atenuação obtida com *liner* sem descontinuidade. Por exemplo, para 75° , a melhora é de 27 dB. Partindo do anterior, poderia concluir-se que um remendo de largura maior que o seu comprimento localizado próximo ao fan, incrementaria os NPS nos ângulos perto do centro do fan e reduziria para os ângulos mais afastados do centro.

Os resultados para o componente multimodal mostraram um efeito mínimo do remendo 1, com as configurações analisadas e, por isso, não são apresentados. Este comportamento já foi comentado na Seção 4.3.1.2.

4.4.2 Remendo 2

O procedimento usado para avaliar os efeitos do remendo número 2 foi o mesmo descrito para o remendo 1. A localização da descontinuidade e dos microfones segue a distribuição apresentada na Figura 4.5. Os dados de comprimento e largura para cada configuração estão na Tabela 4.3.

Tabela 4.3 – Razões de aspecto do remendo 2

<i>Configuração</i>	Comprimento	Largura
1	0,233D	0,202D
2	0,175D	0,302D
3	0,117D	0,403D
4	0,058D	0,806D
5	0,350D	0,151D
6	0,466D	0,101D
7	0,900D	0,058D

Sete casos foram considerados. Partiu-se de um remendo aproximadamente quadrado e logo variou-se sua largura e comprimento para obter diferentes razões de aspecto. Estas configurações foram estabelecidas, a fim de conservar um área similar para cada caso. É importante salientar, que a configuração número 7 tem as mesmas dimensões, que a junção de 7 cm analisada anteriormente. A localização de cada configuração é mostrada nas Figuras 4.20 e 4.21.

4.4.2.1 NPS em campo próximo com o remendo 2

Os resultados em vista frontal para o modo (14,1) em campo próximo são apresentados nas Figuras 4.22 e 4.23. Nestes gráficos encontram-se as variações de NPS na entrada do motor para os casos apresentados na Tabela 4.3.

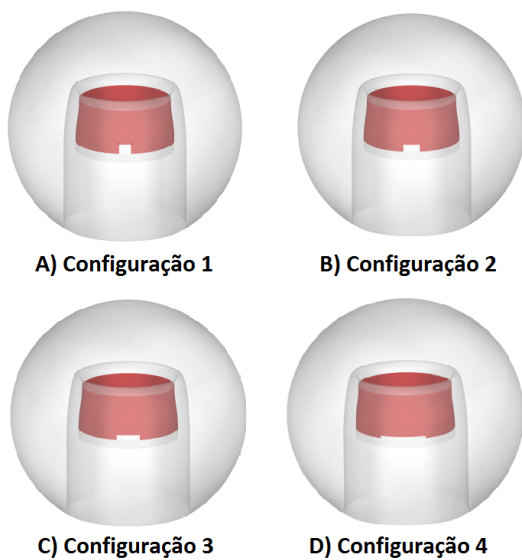


Figura 4.20 – Configurações 1, 2 3, e 4 para o remendo 2

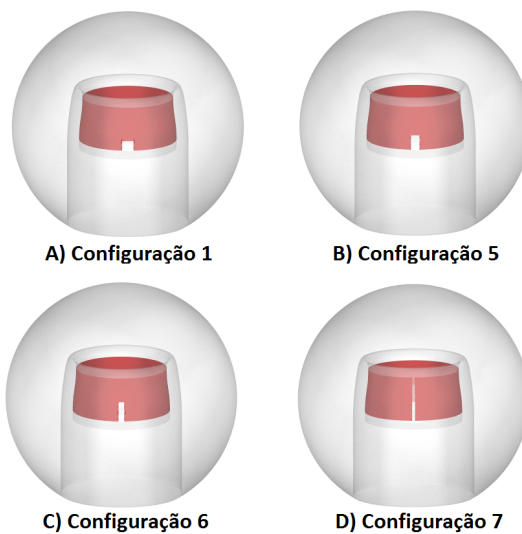


Figura 4.21 – Configurações 1, 5 6, e 7 para o remendo 2

É possível observar que a configuração número 1, a qual tem forma quadrada, apresentou maior espalhamento de energia em relação as outras. Na medida que a largura do remendo é incrementada e o comprimento decresce, os efeitos são cada vez menores aproximando-se ao caso sem descontinuidades. Este tipo de comportamento concorda com a configuração número 3 do remendo 1, onde a largura é maior que o comprimento.

Na Figura 4.23 são comparados os resultados de NPS gerados pelas configurações 1, 5, 6 e 7. Nestes casos o comprimento vai aumentando e a largura diminuindo. Pode-se estabelecer que a configuração número 1 gera maior concentração de energia no lado direito do remendo. Além disso, cada vez que o comprimento aumenta, esta concentração vai se redistribuindo, girando em sentido anti-horário até chegar ao resultado da configuração número 7. Neste último caso, o NPS é maior na região superior onde está localizada o remendo e menor no lado oposto. É válido reforçar que este fenômeno acontece justo na seção de entrada do motor.

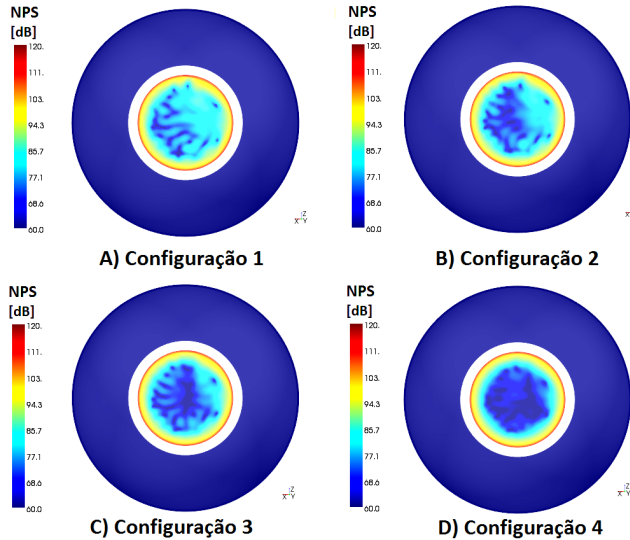


Figura 4.22 – NPS remendo 2 configurações 1,2,3 e 4. Modo $m=14$, $n=1$. Vista frontal.

Os resultados para o modo (14,1) no plano ZY são apresentados nas Figuras 4.24 e 4.25. Pode-se observar maior uniformidade no NPS, na medida que a largura aumenta e a comprimento diminui. Adicio-

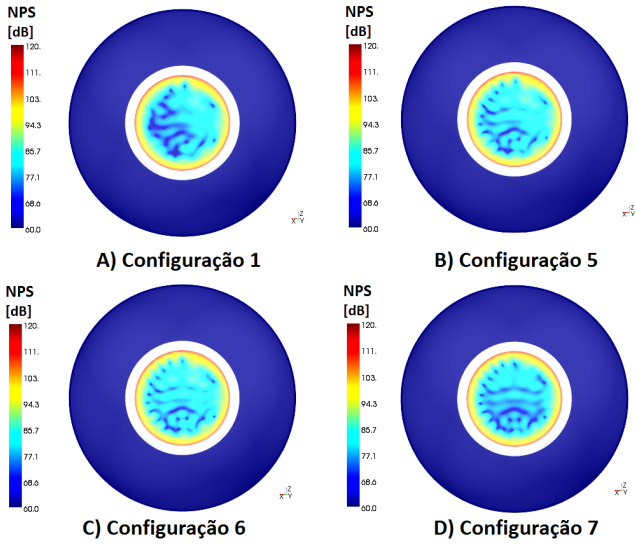


Figura 4.23 – NPS remendo 2 configurações 1,5,6 e 7. Modo $m=14$, $n=1$. Vista frontal.

nalmente, apesar de ter diferentes configurações de NPS no interior do duto para as configurações 1, 5, 6 e 7, em forma geral, existe alta concentração de energia, que propaga-se para a frente do duto, em sentido oposto à localização do remendo.

Os resultados no plano XY, para o mesmo modo, são mostrados nas Figuras 4.26 e 4.27. Neste plano a energia que é espalhada pelas descontinuidades tem menor amplitude, quando comparada com o plano ZY. Os resultados seguem o mesmo padrão da vista frontal em todas as configurações. Tem-se alta concentração de energia no lado direito do remendo e efeitos mínimos para a configuração número 4.

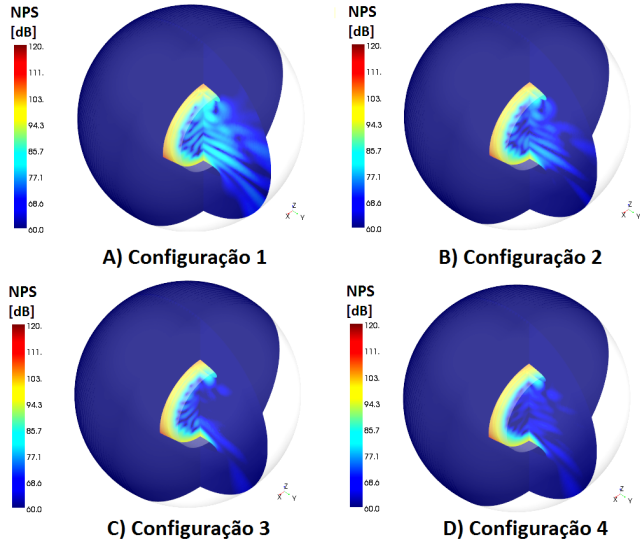


Figura 4.24 – NPS remendo 2 configurações 1,2,3 e 4. Modo $m=14$, $n=1$. Plano ZY.

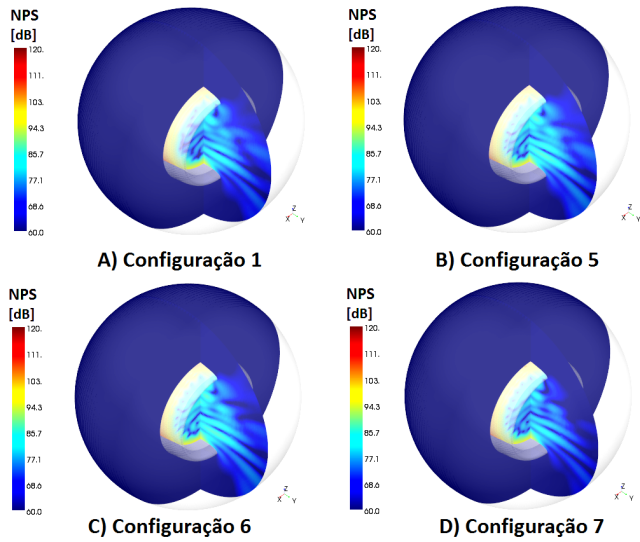


Figura 4.25 – NPS remendo 2 configurações 1,5,6 e 7. Modo $m=14$, $n=1$. Plano ZY.

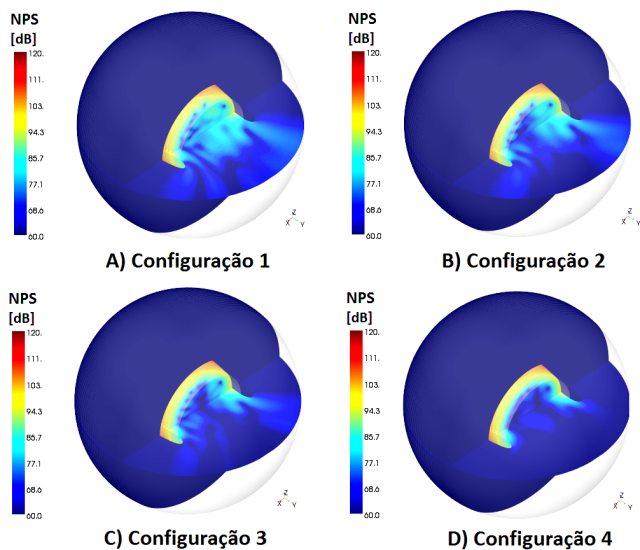


Figura 4.26 – NPS remendo 2 configurações 1,2,3 e 4. Modo $m=14$, $n=1$. Plano XY.

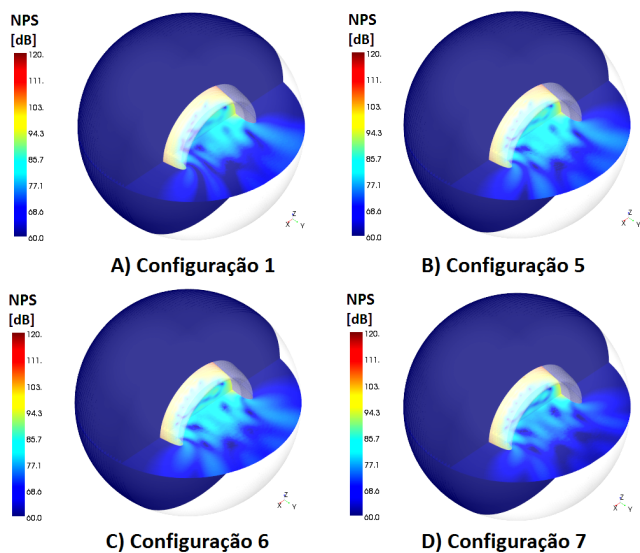


Figura 4.27 – NPS remendo 2 configurações 1,5,6 e 7. Modo $m=14$, $n=1$. Plano XY.

4.4.2.2 NPS em campo distante com o remendo 2

No plano ZY, o padrão de direcionalidade gerado pelo remendo 2 para as diferentes configurações analisadas, segue o mesmo comportamento que o remendo 1. Neste plano, o ângulo de maior NPS é 45° para os dois tamanhos de remendos. O remendo 2 apresenta +5 dB de NPS para este ângulo, quando comparado com o remendo número 1, isto para as configurações 1 (quadradas). No caso das outras configurações as diferenças são maiores.

As configurações 1, 5 e 6 são as que geram maior degradação na atenuação do *liner*. Quando comparados com os resultados das junções, uma descontinuidade equivalente às configurações 1, 5 ou 6, resultaria em um comportamento similar a uma junção de 14 cm de largura, para a geometria estudada. Neste mesmo plano a configuração 7 é a que gera menor incremento no NPS em campo distante. Assim, uma junção de 7 cm (configuração 7) tem menor impacto no incremento do ruído emitido que as configurações 1, 5 e 6. Isto pode ser explicado pelo fato de que essas configurações (1, 5 e 6), causam um espalhamento maior tanto na direção radial como longitudinal.

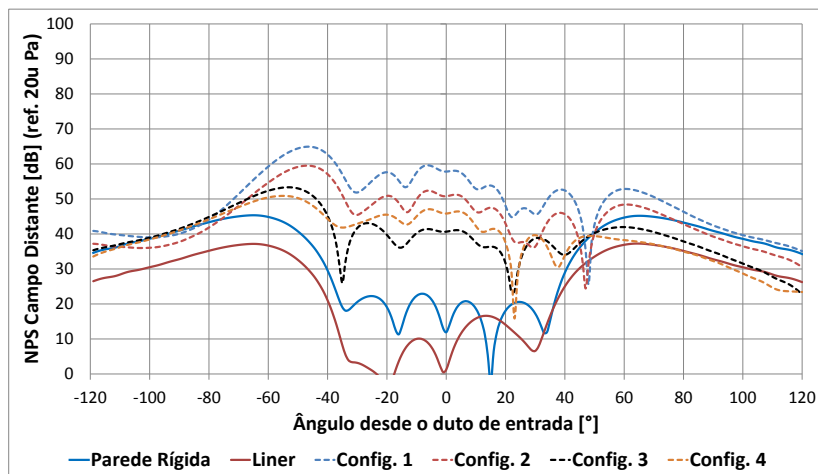


Figura 4.28 – NPS para campo distante remendo 2 configurações 1,2,3 e 4. Modo $m=14$, $n=1$. Plano ZY.

Os NPS para o plano XY encontram-se nas Figuras 4.30 e 4.31. A configuração 4 (comprimento menor e largura maior) proporciona um

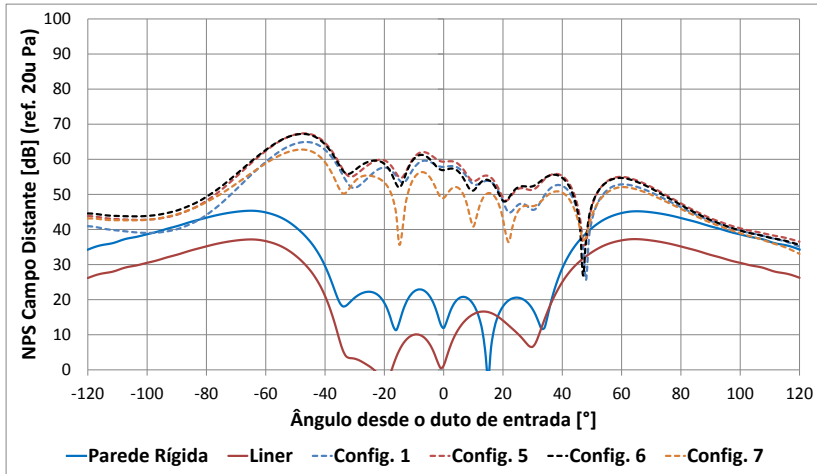


Figura 4.29 – NPS para campo distante remendo 2 configurações 1,5,6 e 7. Modo $m=14$, $n=1$. Plano ZY.

decremento do NPS emitido sem discontinuidades para ângulos maiores a 60° . Este efeito poderia ser utilizado para direcionar o ruído gerado pelo fan para regiões onde não seja comprometido, nem o conforto dos passageiros, nem o níveis de ruído para certificação de aeronaves comerciais. Esta condição é similar à obtida com a configuração 3 do remendo 1.

Pode-se observar na Figura 4.31 que, de forma geral, os NPS no plano XY são simétricos, ao contrario do comportamento apresentado para as outras configurações, onde podem ser identificados pontos de maior amplitude.

Finalmente, vale a pena comparar os efeitos da configuração 7 (junção 7 cm) com as outras. No plano XY, esta configuração apresenta o padrão de diretividade mais simétrico dos casos estudados para uma discontinuidade. Da mesma forma que aconteceu no plano ZY, esta configuração é a que menor impacto tem no espalhamento de energia, quando comparada com as configurações 1, 5 e 6 no plano XY. Provavelmente este comportamento pode ser atribuído ao fato de que essa configuração é uma discontinuidade apenas radial e não longitudinal

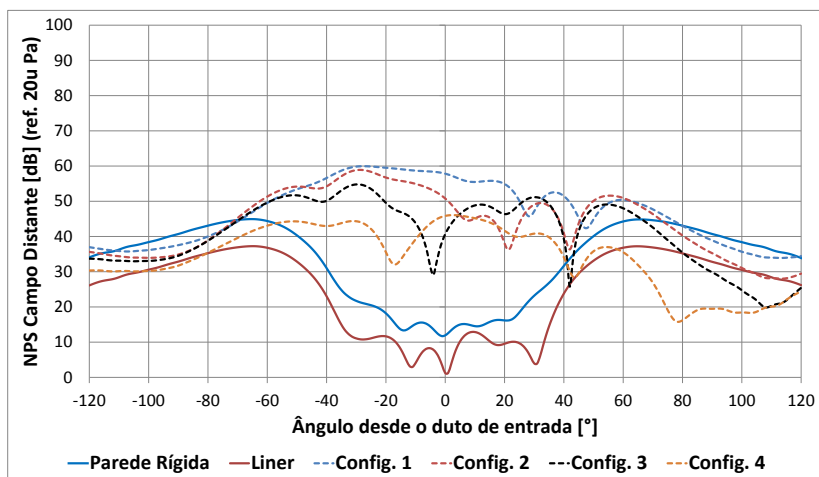


Figura 4.30 – NPS para campo distante remendo 2 configurações 1,2,3 e 4. Modo $m=14$, $n=1$. Plano XY.

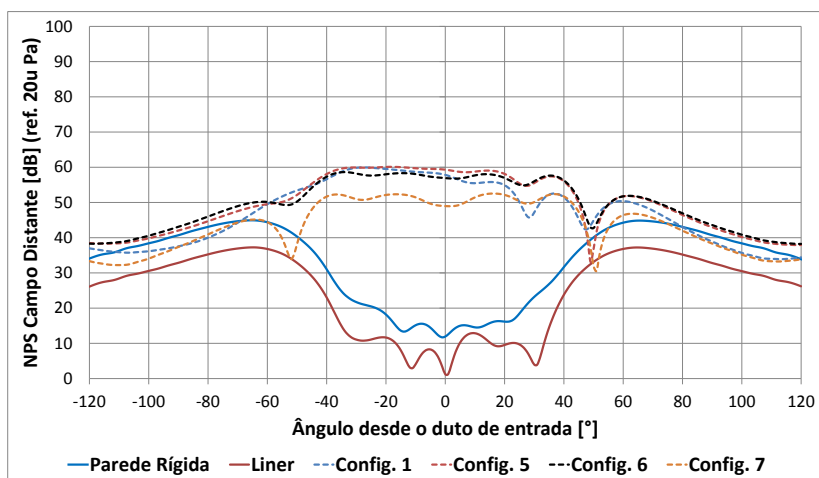


Figura 4.31 – NPS para campo distante remendo 2 configurações 1,5,6 e 7. Modo $m=14$, $n=1$. Plano XY.

4.5 Efeitos no ruído gerado na presença de vários remendos

Nesta seção foram avaliados os efeitos no ruído gerado por vários remendos. O remendo 2 de configuração 1 foi escolhido, por ser um dos casos que teve maior impacto no ruído radiado. Na Figura 4.32 tem-se as quatro condições estudadas e a localização dos remendos.

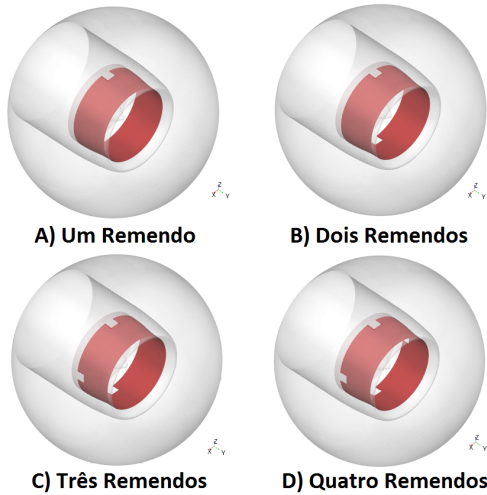


Figura 4.32 – Localização de vários remendos. Tamanho 2

A condição de pouso foi considerada mantendo as mesmas condições usadas no estudo paramétrico dos remendos. Foi considerado o mesmo sistema de coordenadas e arranjo de microfones para campo próximo e distante. Somente os resultados para o modo (14,1) são mostrados.

4.5.1 NPS em campo próximo com vários remendos

Na presença de um remendo o NPS encontra-se concentrado no lado direito na saída do duto. Na medida que o número de descontinuidades aumenta seguindo o padrão apresentado na Figura 4.32, o campo sonoro vai-se tornando simétrico como era esperado. Quando tem-se quatro remendos existem pontos de alta amplitude que vão diminuindo, conforme aproximam-se ao centro do duto. Este comportamento pode

ser visto na Figura 4.33.

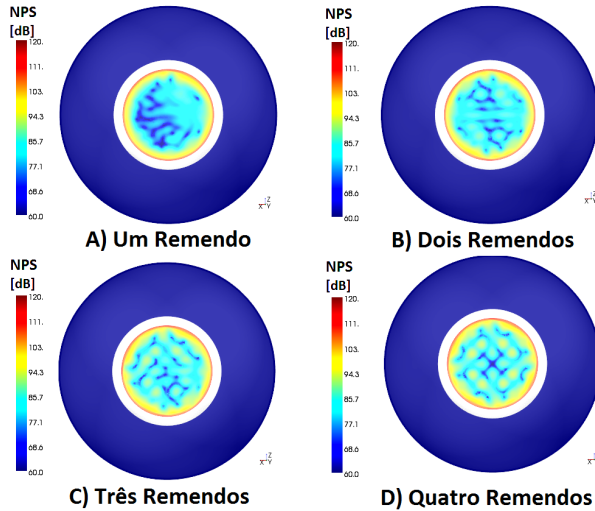


Figura 4.33 – NPS com vários remendos. Modo $m=14$, $n=1$.
Vista frontal.

Por outro lado, a dispersão da energia vai aumentando para cada caso nos dos eixos, conforme o número de descontinuidades é maior. Ao contrário de quando tem-se apenas um remendo, os efeitos no plano XY são mais evidentes quando tem-se vários remendos. Neste último caso, o NPS que é radiado para a frente do duto é maior em ambos planos (ZY e XY). Também, é possível observar o comportamento simétrico de radiação na presença de quatro remendos.

4.5.2 NPS em campo distante com vários remendos

Em campo distante pode-se observar com maior clareza o comportamento simétrico do NPS, para o caso de dois e quatro remendos, nos dois planos (Figuras 4.36 e 4.37). Assim, uma distribuição de descontinuidades com esta configuração, geraria igual impacto nos dois planos estudados. De forma geral, tem-se um incremento nos NPS emitidos para o solo e para a fuselagem no caso de quatro remendos.

A partir de dois remendos no plano ZY há um incremento significativo de NPS, em relação com apenas um remendo para ângulos positivos. Nos outros ângulos os efeitos são similares.

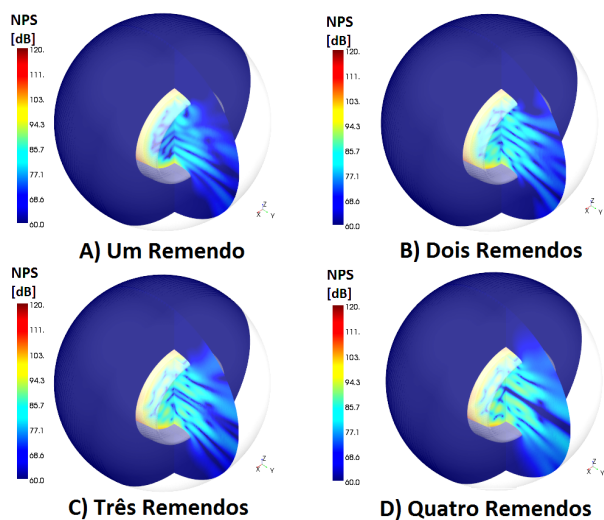


Figura 4.34 – NPS com vários remendos. Modo $m=14$, $n=1$. Plano ZY.

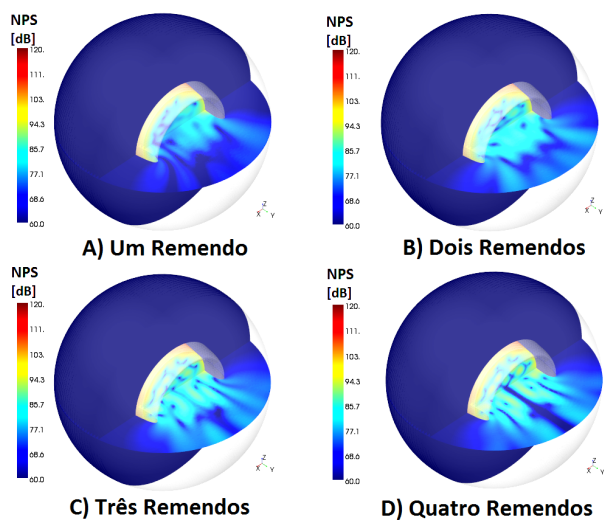


Figura 4.35 – NPS com vários remendos. Modo $m=14$, $n=1$. Plano XY.

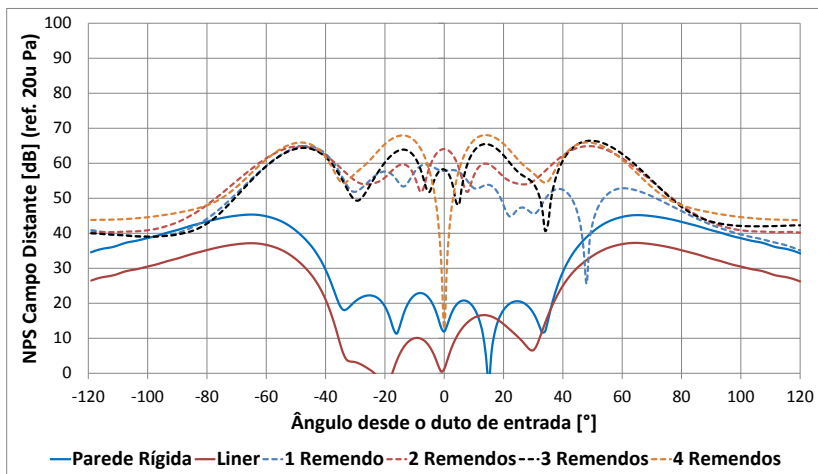


Figura 4.36 – NPS para campo distante vários remendos. Modo $m=14$, $n=1$. Plano ZY.

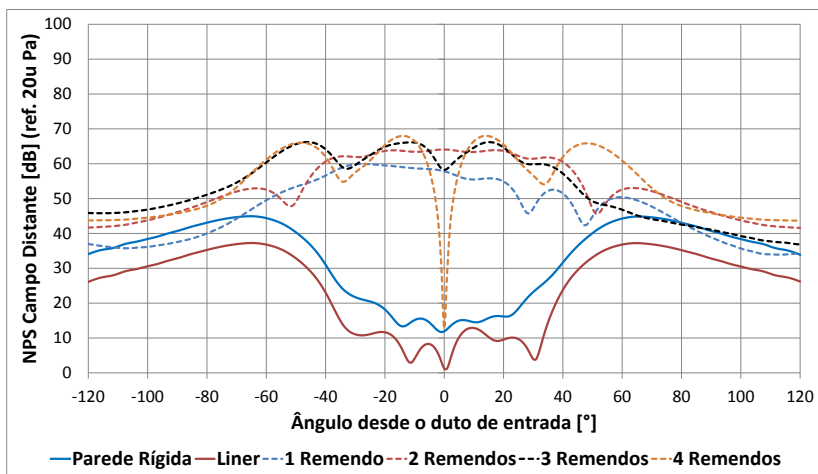


Figura 4.37 – NPS para campo distante vários remendos. Modo $m=14$, $n=1$. Plano XY.

4.6 Efeitos das descontinuidades analisadas no nível de potência radiada

Nesta seção encontra-se uma comparação global dos efeitos das descontinuidades estudadas na condição de pouso. Esta comparação é feita mediante os níveis de potência radiadas para cada caso, e é realizada para três modos diferentes. Os dados para configuração de parede rígida e com *liner* sem descontinuidade são também incluídos.

O primeiro modo estudado é o (14,1). A influência das descontinuidades no comportamento deste modo já havia sido apresentado para campo próximo e distante, concluindo que é um dos mais afetados pelas junções e remendos. Na Figura 4.38, pode-se observar os níveis de potência (dB ref. 1e-12 W) radiados para cada situação.

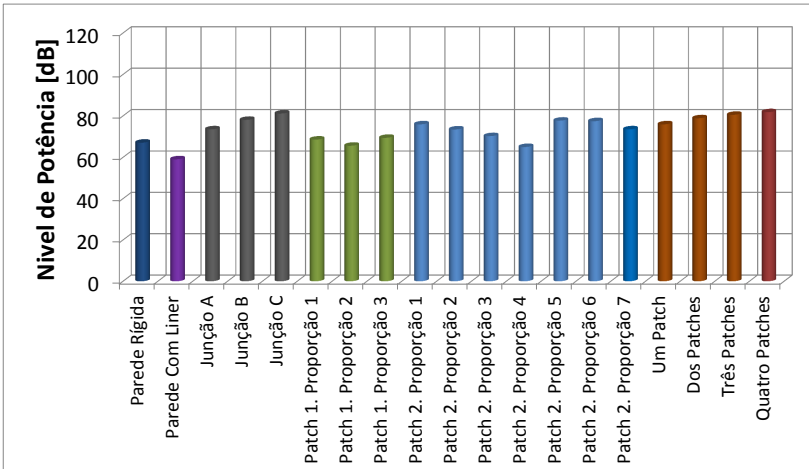


Figura 4.38 – Nível de potência sonora radiada com as descontinuidades analisadas. Modo $m=14$, $n=1$.

Entre a junção A e B existe uma diferença de 4.6 dB, enquanto que da B para C, 3 dB. Os remendos 1 e 2 com forma quadrada (configuração 1), têm efeitos comparáveis com as configurações de largura menor e comprimento maior (configuração 2 para o remendo 1 e 5,6,7 para o remendo 2). As configurações 2 e 4, dos remendos 1 e 2 respectivamente, são as que menor impacto global têm no nível de potência radiado, através da entrada do motor.

Também é possível observar o que acontece na presença de vários

remendos. Pode-se dizer que quatro remendos de tamanho número 2, terão o mesmo efeito que uma junção tipo C, gerando um decremento na atenuação conseguida com *liner* sem descontinuidades de até 23 dB.

O modo (5,1) foi o segundo a ser analisado. Os resultados de potência radiada encontram-se na Figura 4.39. Com referência ao modo anterior, que tinha uma ordem azimutal maior e a mesma ordem radial, o comportamento é bastante diferente. Neste caso, a diferença de níveis entre a configuração de parede rígida as outras é de 10 dB. Pode-se observar que esta diferença continua constante para todos os casos estudados, indicando que os efeitos das descontinuidades neste modo são muito pequenos.

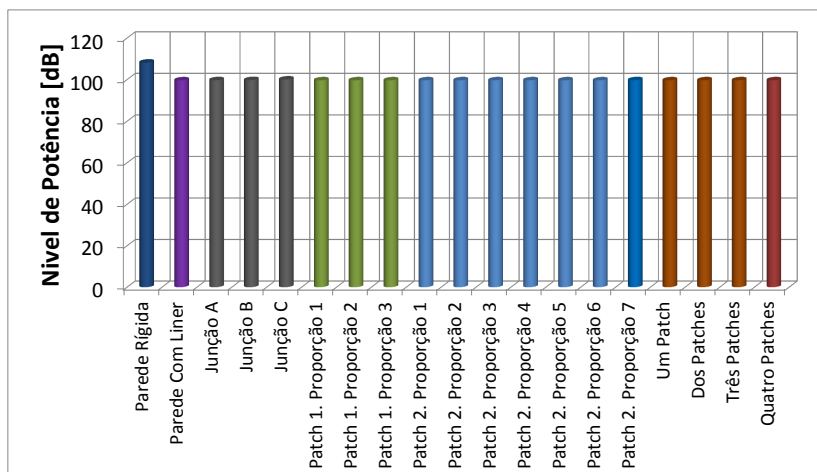


Figura 4.39 – Nível de potência sonora radiada com as descontinuidades analisadas. Modo $m=5$, $n=1$.

Finalmente, são apresentados na Figura 4.40 os níveis de potência para o modo 1.4. Este modo foi escolhido por ter ordem azimutal baixo e radial alta, em contraste com os dois modos anteriormente analisados. Os resultados mostram um mínimo efeito do *liner*, na potência do ruído radiada. Todas as situações contempladas sem e com descontinuidades fornecem praticamente o mesmo valor.

Pode-se concluir que os resultados de nível de potência sonora, concordam com o comportamento observado nos resultados de campo próximo e distante. O modo (14,1) é o mais afetado pelas descontinuidades. Os efeitos sobre modos com ordens azimutais menores são ape-

nas observáveis. Visto que na condição de voo analisada (pouso), não existem modos de alta ordem azimutal com amplitude marcante com respeito aos outros, o impacto global das descontinuidades na condição multimodal (mais próximas do real) é pequena. No caso da condição de linha lateral este comportamento não deveria se apresentar, em razão de que o modo 24,1 vai ter uma contribuição ao ruído mais significativa.

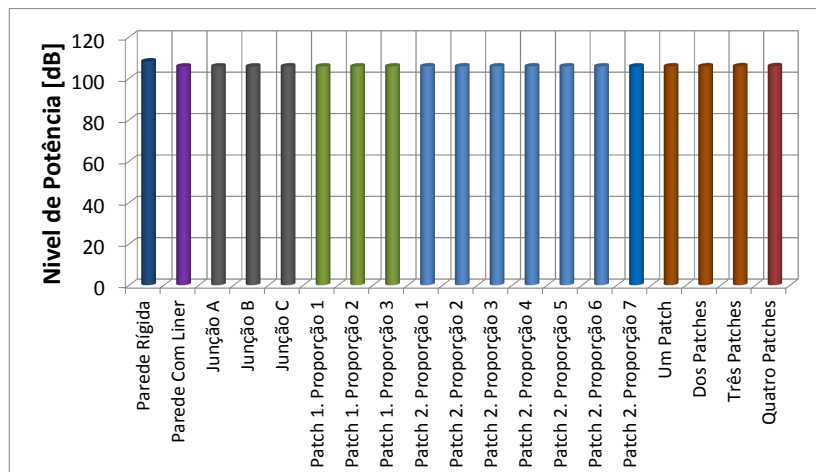


Figura 4.40 – Nível de potência sonora radiada com as descontinuidades analisadas. Modo $m=1$, $n=4$.

5 CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS

Nesta seção encontram-se as principais conclusões obtidas a partir dos estudos realizados, além as sugestões de trabalhos futuros para complementar e continuar esta linha de pesquisa.

5.1 Conclusões

Neste trabalho foram implementadas as metodologias atualmente utilizadas para a modelagem de ruído de nacele, através de modelos numéricos FEM e CFD. Os resultados obtidos, empregando estas metodologias, foram validadas com dados numéricos e experimentais disponíveis na literatura para uma geometria de motor turbofan aeronáutico a 1/3 de escala. Conclui-se que os resultados das validações foram satisfatórios para todas as condições de voo consideradas, tanto com dados numéricos como experimentais, na condição de parede rígida. Embora, as validações foram exitosas com os dados numéricos para parede com *liner*, no caso das comparações como dados experimentais, tem-se diferenças significativas em altas velocidades do fan. Talvez, este comportamento pode ser associado a efeitos não lineares, que não podem ser modelados pelos software FEM utilizado, mas a resposta é ainda uma questão em aberto.

A influência do tipo de escoamento no ruído radiado, foi analisada considerando um escoamento uniforme e não uniforme. Foi inferido que o escoamento uniforme pode ser usado para baixos número de Mach, por exemplo, na condição de pouso quando o motor está operando com a potência mínima e a velocidade do fan é relativamente baixa. Este tipo de escoamento possui a vantagem de não precisar de uma ferramenta CFD. No entanto, as condições de potência reduzida e linha lateral, requerem uma abordagem mais complexa (não uniforme) para a representação do escoamento.

Melhoras na atenuação e comportamento dos *liners* necessita de processos de otimização. Um parâmetro importante para dita otimização é a impedância acústica, por tanto, neste documento foi realizado um estudo paramétrico, variando o dado de impedância acústica de um liner típico na condição de linha lateral. Com base nos resultados estabeleceu-se que, duplicar somente o valor da resistência e manter constante a reatância foi o melhor cenário. Neste caso foi obtida uma diferença de 26,5 dB respeito à condição de parede rígida, e 11,5 dB

em relação ao caso de impedância sem alterações.

Os efeitos das descontinuidades nos *liners* aplicados em nacele também foram estudados. Dos casos gerais foram considerados, junções e remendos. Em ambos casos os efeitos no campo distante obtidos através do componente multimodal, o qual reúne as contribuições de todos os modos de forma não correlacionada, é mínimo. Apenas existem pequenas diferenças quando comparado com o caso sem descontinuidades. O anterior acontece porque os efeitos das descontinuidades é maior nos modos de alto ordem azimutal. No caso da condição de pouso estudada neste trabalho, a maior ordem azimutal é 14. Os modos desta ordem (para o caso analisado) apresentam uma amplitude menor, quando comparados com os outros modos *cut-on*. Em outras palavras, eles são maus radiadores. Visto que na condição de voo estudada (pouso), não existe nenhum modo de alta ordem azimutal que tenha amplitude significativa em relação aos outros, os efeitos sobre o componente multimodal são mínimos. Isto indica que provavelmente não haverá alterações no ruído radiado pelo fan através da sua entrada.

Através da análise dos níveis de pressão sonora, tanto para campo distante como próximo, pode-se determinar que se o remendo do *liner* se encontrar próximo ao fan, e na parte superior da nacele, haverá um incremento de NPS para a frente do motor e no lado oposto do *liner*, mas nos lados o efeito será menor. Neste caso os efeitos no NPS medido em terra serão maiores. Pode-se concluir também, que se a descontinuidade se encontrar perpendicular, e no lado oposto da fuselagem, o efeito sobre os passageiros será maior que no primeiro caso.

Os remendos e as junções analisadas apresentam um padrão de radiação similar no plano ZY. No entanto, para remendos de configurações com largura maior e comprimento menor, tem-se diferenças importantes para cada caso. Este comportamento é mais evidente no plano XY em ângulos afastados do centro do duto. Neste caso, a atenuação do *liner* nesta região é levemente comprometida. De fato, há uma queda no NPS emitido em ângulos próximos ao remendo, quando comparados com o *liner* sem descontinuidade. Isto poderia ser usado para direcionar o ruído em regiões onde não seja comprometido o conforto dos passageiros, nem os níveis de ruído para certificação de aeronaves.

Finalmente, o efeito no ruído radiado na presença de vários remendos, com razão de aspecto fixa também foi avaliada. Determinou-se que, tanto para campo próximo como distante, o NPS apresentou um comportamento simétrico nos dois planos considerados, nas configurações de dois e quatro remendos, tal como poderia se supor.

5.2 Trabalhos Futuros

Neste trabalho os efeitos de descontinuidades nos liners com diferentes razões de aspecto foram analisados para a condição de pouso. Esta foi escolhida por ajustar-se aos recursos de computacionais disponíveis no laboratório. A etapa seguinte consiste em realizar a mesma análise para linha lateral, onde tem-se modos RLT de alta ordem azimutal.

O uso de novas técnicas para criação de malhas 3D, que misturam elementos hexaédricos e tetraédricos, além, de solucionadores para FEM mais eficientes, e alternativas a IEM como APLM (*Asymmetric Perfectly Matched Layer*), poderiam ser usadas para otimizar o consumo de memória em modelos 3D. Isto poderia permitir rodar modelos computacionalmente mais pesados (condição de linha lateral), em sistemas com recursos de *hardware* limitados.

Nas validações da literatura foram encontradas diferenças significativas, entre os dados medidos e simulados para velocidades de giro supersônicas das pás. Uma causa deste comportamento poderia ser uma falha na condição de contorno de impedância usada (Myers), a qual tende a sobre-estimar a absorção acústica em ângulos de incidência agudos. Seria interessante implementar as alternativas existentes para esta condição de contorno, nas condições de voo estudadas nesta dissertação.

Referências Bibliográficas

- [1] KING, R. P.; DAVIS, J. R. Community noise: Health effects and management. **International Journal of Hygiene and Environmental Health**, v. 206, n. 2, p. 123 – 131, 2003. ISSN 1438-4639.
- [2] OACI. **International Civil Aviation Organisation, "Volume 1: Aircraft noise," em Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation: Environmental Protection, Procedures for the Noise Certification of Aircraft. 5th ed., July 2008.** Sixth edition. [S.l.], 2011.
- [3] SMITH, M. **Aircraft Noise**. [S.l.]: Cambridge University Press, 2004. (Cambridge Aerospace Series). ISBN 9780521616997.
- [4] FILIPPONE, A. **Advanced Aircraft Flight Performance**. [S.l.]: Cambridge University Press, 2012. (Advanced Aircraft Flight Performance). ISBN 9781107024007.
- [5] BATARD, H. Development of the quiet aircraft-industrial needs in terms of aircraft noise and main achievements in europe. **Forum Acusticum**, 2005.
- [6] CROCKER, M. **Handbook of Noise and Vibration Control**. [S.l.]: Wiley, 2007. (Wiley InterScience). ISBN 9780471395997.
- [7] ASTLEY, R.; SUGIMOTO, R.; MUSTAFI, P. Computational aero-acoustics for fan duct propagation and radiation. current status and application to turbofan liner optimisation. **Journal of Sound and Vibration**, v. 330, n. 16, p. 3832 – 3845, 2011. ISSN 0022-460X.
- [8] ASTLEY, R. et al. A review of caa for fan duct propagation and radiation, with application to liner optimisation. **Procedia Engineering**, Elsevier, v. 6, p. 143–152, 2010.
- [9] THOMAS, R. H. et al. Active control of fan noise from a turbofan engine. **AIAA journal**, v. 32, n. 1, p. 23–30, 1994.
- [10] BATARD HERVÉ, A. the zero splice engine intake liner: an efficient way of reducing aircraft noise without any weight or aerodynamic penalty. In: **2004 24th ICAS Congress, Tokyo Japan**. [S.l.: s.n.], 2004.

- [11] ASTLEY, R. J. Numerical methods for noise propagation in moving flows, with application to turbofan engines. **Acoustical science and technology**, J-STAGE, v. 30, n. 4, p. 227–239, 2009.
- [12] FFT. **Actran 15.0 User's Guide Volume 1: Installation, Operations, Theory and Utilities**. 15. ed. [S.l.], 2014.
- [13] MCALPINE, A.; FISHER, M.; TESTER, B. Buzz-saw noise: A comparison of measurement with prediction. **Journal of sound and vibration**, Elsevier, v. 290, n. 3, p. 1202–1233, 2006.
- [14] OATES, G. **Aerothermodynamics of Aircraft Engine Components**. [S.l.]: American Institute of Aeronautics & Astronautics, 1985. (AIAA education series). ISBN 9781600860058.
- [15] MUSTAFI, P. **Improved turbofan intake liner design and optimization**. Tese (Doutorado) — University of Southampton, 2013.
- [16] GABARD, G. A comparison of impedance boundary conditions for flow acoustics. **Journal of Sound and Vibration**, Elsevier, 2012.
- [17] MYERS, M. On the acoustic boundary condition in the presence of flow. **Journal of Sound and Vibration**, v. 71, n. 3, p. 429 – 434, 1980. ISSN 0022-460X.
- [18] ELNADY, T. **Modelling and characterization of Perforates in Lined Ducts and Mufflers**. Tese (Doutorado) — KTH, 2004.
- [19] TAM, C. **Computational Aeroacoustics: A Wave Number Approach**. [S.l.]: Cambridge University Press, 2012. (Cambridge Aerospace Series). ISBN 9780521806787.
- [20] RICHTER, C. A review of time domain impedance boundary conditions. **Acoustics 2012 Nantes**, 2012.
- [21] ACHUNCHE, I. M. **Acoustic optimisation and prediction of sound propagation in turbofan engine ducts**. Tese (Doutorado) — University of Southampton, 2010.
- [22] FFT., F. F. T. Actran training – tm. In: **Meshing Parameters for Nacelle Applications**. [S.l.: s.n.], 2012.

- [23] SERRANO, P. **Desenvolvimento de uma bancada de determinação de impedância acústica na presença de escoamento tangencial**. Dissertação (Dissertação de Mestrado) — UFSC, 2014.
- [24] JONES, M. G. et al. Effects of liner geometry on acoustic impedance. **AIAA Paper**, v. 2446, p. 2002, 2002.
- [25] KOOI, J. W.; SARIN, S. An experimental study of the acoustic impedance of helmholtz resonator arrays under a turbulent boundary layer. In: **AIAA-1981-1998**. [S.l.: s.n.], 1981.
- [26] SANTANA, L. D. et al. Two-port indirect acoustic impedance education in presence of grazing flows. In: **Proceedings of the 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, no. AIAA**. [S.l.: s.n.], 2011. v. 2868, p. 2011.
- [27] MEDEIROS, A. Trabalho de conclusao de curso. Universidade Federal de Santa Catarina, **Implementação e validação numérica de método de determinação de impedância acústica com incidência rasante e na presença de escoamento tangencial**. 2013.
- [28] BATARD, H. Development of the quiet aircraft-industrial needs in terms of aircraft noise and main achievements in europe. In: **Forum Acusticum**. [S.l.: s.n.], 2005. v. 1, p. 1.
- [29] PREMO, J. et al. Predictions of the inlet splice effects from the qtd2 static test. In: **13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (28th AIAA Aeroacoustics Conference)**. [S.l.: s.n.], 2007.
- [30] KEMPTON, A. Acoustic liners for modern aero-engines. In: . [S.l.: s.n.], 2011.

APÊNDICE A – Estudo de convergência da malha.
Condição de linha lateral. Modo M= 24, N=1

Nesta seção são apresentados os resultados da convergência de malha para FE considerando o modo (24.1). No gráfico A.1 é mostrado o tempo de cálculo, o número total de elementos e a memória utilizada para diferentes números de elementos por comprimento de onda.

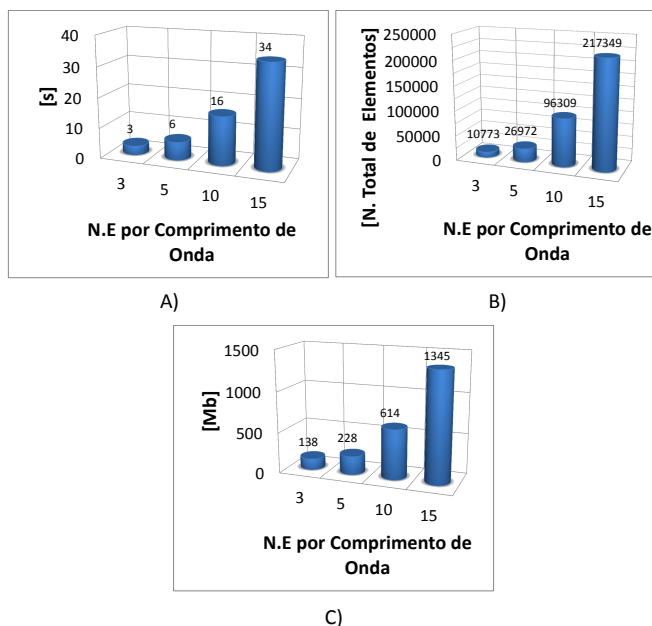


Figura A.1 – Convergência de malha com FE para o Modo (24.1)

Os resultados da propagação em campo próximo e radiação em campo distante podem ser observados nas figuras A.3 e A.2 respectivamente. Pode-se estabelecer que, para os casos avaliados, a resposta converge após 5 elementos por comprimento de onda. No caso de campo distante, quando são utilizados três elementos por comprimento de onda, existem variações maiores a 1 dB para ângulos entre 65 e 90°, quando comparados com os outros casos.

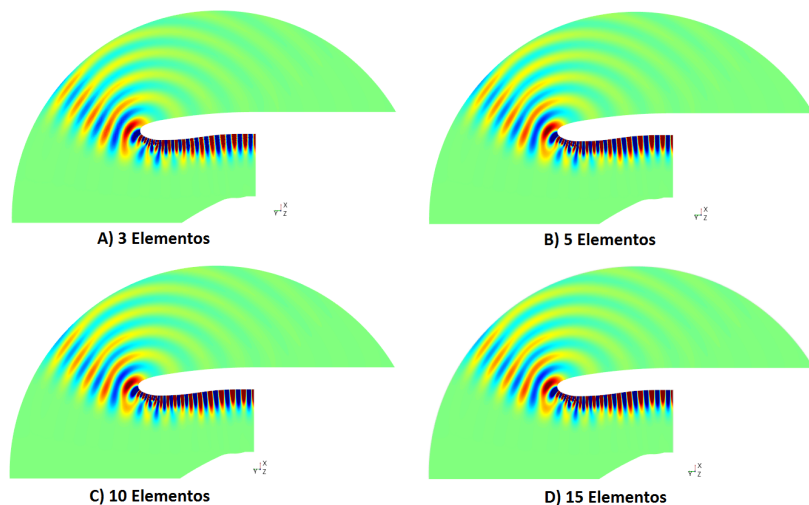


Figura A.2 – Propagação em campo próximo modo $m=24$, $n=1$. Quantidade de elementos por comprimento de onda no domínio de FEM.

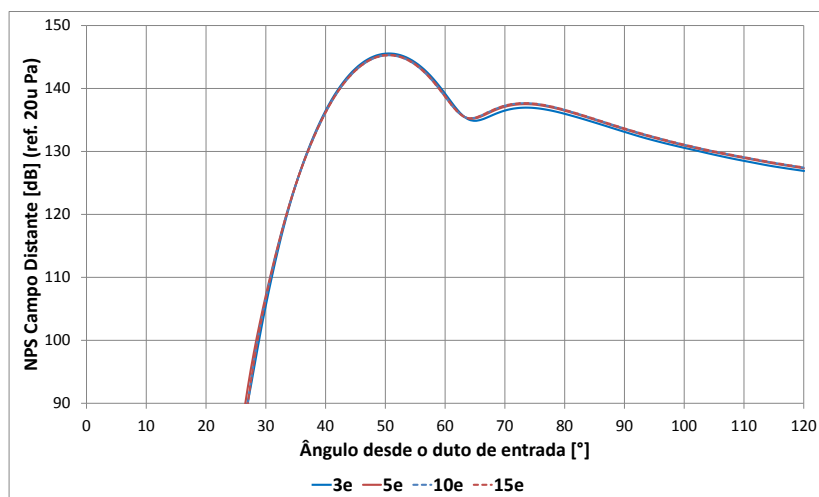


Figura A.3 – Radiação em campo distante modo $m=24$, $n=1$. Quantidade de elementos por comprimento de onda no domínio de FEM.

APÊNDICE B – Efeitos das junções no *liner*. Outros modos.

Nesta secção podem ser observados os efeitos das junções no *liner* para modos de diferentes ordem azimuthal e radial nos gráficos B.1 até B.6. Dois casos foram considerados, o modo (5.1) e (1.4). No primeiro caso, pode-se observar o espalhamento do NPS para o centro do duto causado pela descontinuidade em campo próximo. No entanto, os efeitos neste modo são menores quando comparados com o modo (14.1), que foi estudado em profundidade neste documento. Isto pode ser explicado pelo fato de que o comprimento de onda do modo (14.1) é comparável com a largura das junções estudadas.

No segundo caso, visto que a ordem radial é maior, os efeitos das descontinuidades são menores.

B.1 Modo $m=5$, $n=1$

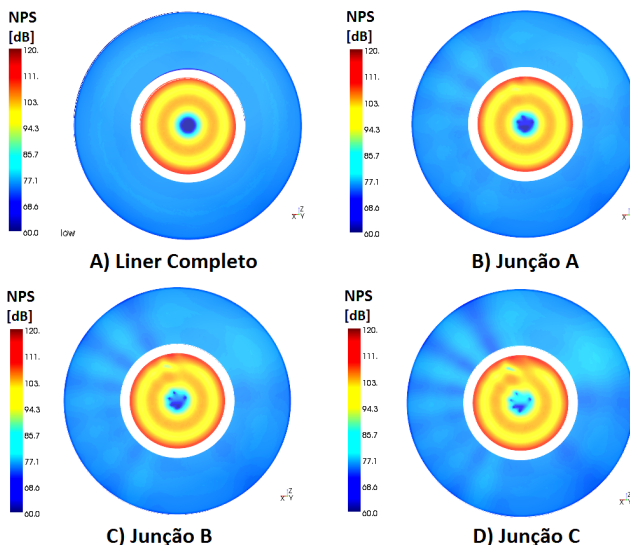


Figura B.1 – NPS. Modo $m=5$, $n=1$. Vista de frente.

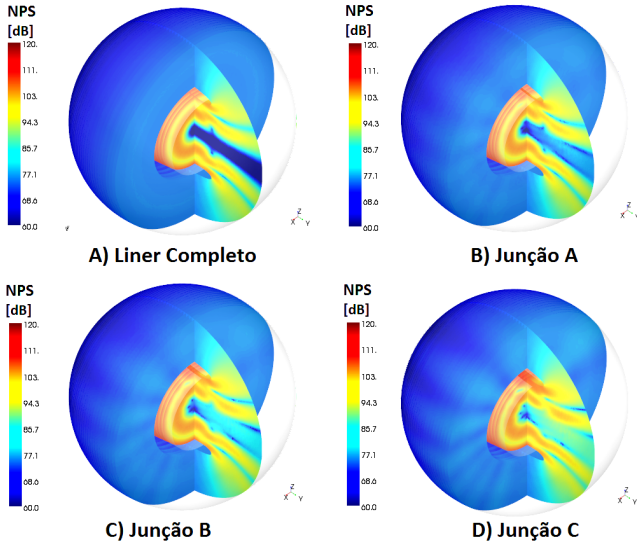


Figura B.2 – NPS. Modo $m=5$, $n=1$. Plano ZY.

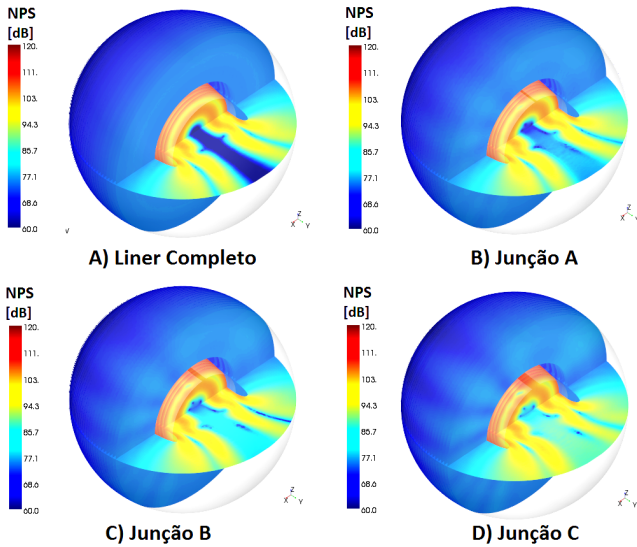


Figura B.3 – NPS. Modo $m=5$, $n=1$. Plano XY.

B.2 Modo $m=1$, $n=4$

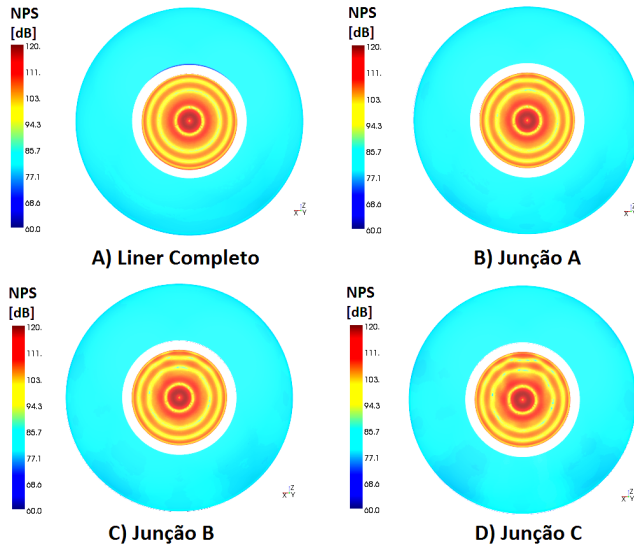


Figura B.4 – NPS. Modo $m=1$, $n=4$. Vista de frente.

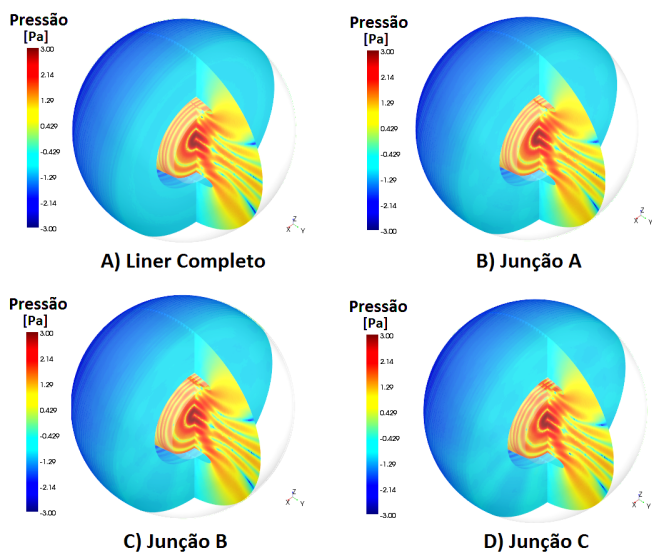


Figura B.5 – NPS. Modo $m=1$, $n=4$. Plano ZY.

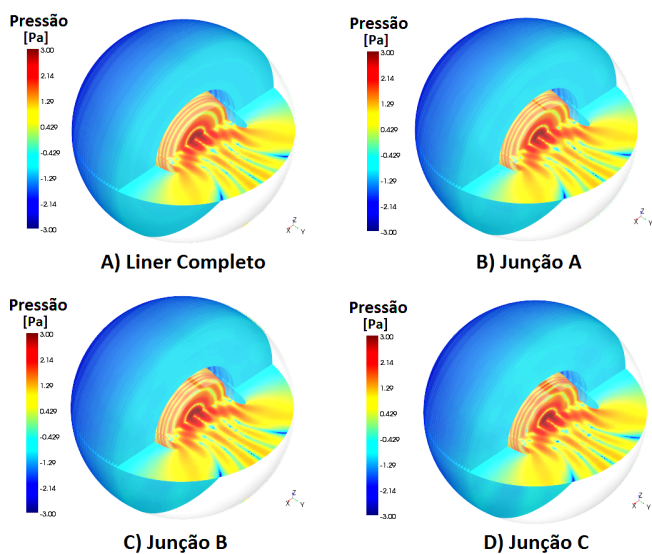


Figura B.6 – NPS. Modo $m=1$, $n=4$. Plano XY.